TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ROK IV. WARSZAWA — PAŹDZIERNIK 1936 r. Nr. 10

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

TREŚĆ:

Analiza wykresu wytrzymałościowego — Inż. Kazimierz Wolski . . . . str. 209
Konstrukcyjne zwichrzenie płata w projekcie bezogonowca — Inż. Ezio Lorenzelli . . . . . . „ 213
Zabudowanie gwiazdowych silników lotniczych chłodzonych powietrzem — P. A. Anderson . . . . . „ 217
Kronika Związku Polskich Inżynierów Lotniczych . . . . „ 228
Wiadomości Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych . . . . „ 231
Nowe wydawnictwa . . . . „ 232

ANALIZA WYKRESU WYTRZYMAŁOŚCIOWEGO

Inż. K. WOLSKI

OD REDAKCJI

Zamieszczony poniżej artykuł pozostaje w związku z przeprowadzonymi niedawno doświadczeniami prof. Weltera, których wynikiem było wypowiedzenie śmiałych poglądów, kwestionujących m. in. możliwość górnej i dolnej granicy Q_r. Ze względu na wybitne znaczenie, jakie odgrywa w lotnictwie nauka o wytrzymałości, wszelkie nowe poglądy z tej dziedziny zasługują na najżywsze zainteresowanie wytrzymałościowców lotniczych. Wychodząc z tego założenia, chętnie udzielamy gościny na łamach naszego pisma inż. Wolskiemu, który przeprowadza analizę mechaniczną wykresów wytrzymałościowych celem przeliczenia odchyłek w wykresie maszyny Amslera typu „5 ZD 181" w warunkach zwykłych oraz w warunkach, jakie wprowadził prof. Welter w swych doświadczeniach na tej maszynie.

Praca prof. Weltera (opublikowana w Przeglądzie Mechanicznym Nr. 23 z r. 1935 i Nr. 7 z r. 1936 oraz w Wiadomościach Inst. Met. Nr. 1 z r. 1935 oraz Nr. 1 i 2 z r. 1936) godzi w dotychczasowe wykresy (siła — wydłużenie), jakie są kreślone przez maszyny wytrzy małościowe przy próbach na rozciąganie. Prof. Welter na podstawie swych doświadczeń kwestionuje możliwość górnej i dolnej granicy płynności Q_r oraz wszelkich spadków obciążenia w próbce, a nawet możliwość spadku obciążenia przed zerwaniem próbki.

Prof. Welter nie wnika w przyczyny mechaniczne, powodujące na wykresie maszyny, fikcyjne z jego punktu widzenia, istnienie górnej i dolnej granicy płynności Q. Przytacza tylko szereg doświadczeń, w których obciąża próbkę bezpośrednio ciężarem, uważając taki sposób obciążenia za idealny. To też otrzymane wykresy rozciągania nie mogą być uznane za istotne, bez poparcia szczegółową analizą warunków, w jakich zostały przeprowadzone doświadczenia.

W niniejszej dyskusji nie poruszam zjawiska zachodzącego w materiale próbki, lecz ograniczam się jedynie do analizy mechanicznej układu, stanowiącego: maszynę wytrzymałościową i próbkę jako element zmienny (niesztywny) układu.

Pracę niniejszą dzielę na dwie części: A i B, jak niżej.

CZĘŚĆ A.

Ustalenie wielkości możliwych odchyłek wykresów otrzymanych na maszynie wytrzymałościowej „5 ZD 181" w normalnych warunkach

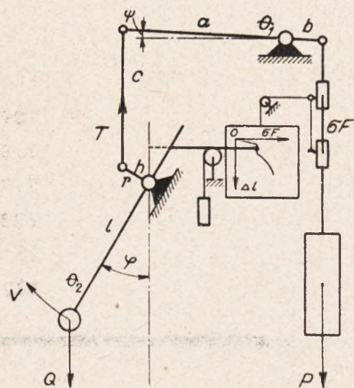
Jeżeli, jak twierdzi prof. Welter, górna granica płynności Q_r nie istnieje, wtedy należy szukać przyczyny zjawiania się jej na wykresie maszyny.

Przyczyna taka musiała by wynikać tylko z własności maszyny, a mianowicie ruchome części jej na skutek bezwładności zarzucają w momencie zmiany zachodzącej w oporze próbki.

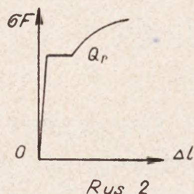
Sprawdźmy, jakiego rzędu może być wielkość zarzucenia dynamometru maszyny Amslera typu „5 ZD 181", na której prof. Welter prze-

prowadzał doświadczenia. Schemat tej maszyny przedstawia rys. 1.

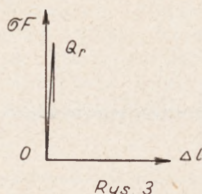
Normalnie w maszynie tej dolny uchwyt jest obciążony przez śrubę pociągową dającą jednostajny posuw. Prof. Welter zastąpił tego rodzaju obciążenie przez ciężar P stale rosnący (przez dosypywanie śrutu lub dolewanie wody).



Rys. 1



Rys 2



Rys 3

Rozpatrzmy maszynę w normalnym stanie t. j. z obciążeniem dolnego uchwytu przez śrubę.

Ponieważ w układzie maszyny ciężar wahadła Q posiada dużą masę i dużą stosunkowo szybkość, inne zaś części, jak: cięgno c, dźwignia ab i górny uchwyt próbki posiadają mniejsze masy, a przy tym szybkości bardzo małe z powodu dużej przekładni układu dźwigni, możemy przeto przy rozpatrywaniu energii kinetycznej układu przyjąć pod uwagę tylko masę ciężaru Q, uważając inne części jako pozbawione masy.

Niech w pewnej chwili przy kącie wychylenia wahadła φ_1 siła σF, a więc i $T = \frac{b}{a} \sigma F$, ulega nagłej zmianie na skutek przejścia naprężenia σ przez górną granicę płynności Q_g. Na początku tego okresu zmiany będziemy mieli (rys. 1):

$$Ql \sin \varphi_1 = Tr \cos \varphi_1 \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

Niech szybkość wahadła będzie V, wtedy:

$$\int_{\varphi_1}^{\varphi_1+\Delta\varphi} (Ql \sin \varphi - Tr \cos \varphi)\, d\varphi = \frac{QV^2}{2g} \quad . \quad . \quad (2)$$

gdzie $\Delta\varphi$ — kąt zarzucenia wahadła.

Rozpatrzmy dwa charakterystyczne wypadki:

a) $\sigma F = C^{te}$, czyli $T = C^{te}$ —

kiedy próbka posiada wykres istotny (niezależny od maszyny) jak na rys. 2 t. j. jaki jest możliwy według prof. Weltera. Będziemy mieli wtedy z wzoru (2):

$$-Ql \left[\cos(\varphi_1 + \Delta\varphi) - \cos \varphi_1 \right] +$$

$$- Tr \left| \sin(\varphi_1 + \Delta\varphi) - \sin \varphi_1 \right| = \frac{QV^2}{2g}$$

podstawiając z (1) $Tr = Ql \operatorname{tg} \varphi_1$ i skracając przez Q

$$\operatorname{tg} \varphi_1 \sin \varphi_1 + \cos \varphi_1 - \left[\operatorname{tg} \varphi_1 \sin(\varphi_1 + \Delta\varphi) + \right.$$

$$\left. + \cos(\varphi_1 + \Delta\varphi) \right] = \frac{V^2}{2gl}$$

skąd określimy wartości:

$\varphi_1 = 30^0$, $l = 700$ mm, $V = 12$ mm/sek, $\Delta\varphi = 15'$

„ „ „ „ , $V = 4$ „ , $\Delta\varphi = 5'$

„ „ „ „ , $V = 0$ „ , $\Delta\varphi = 0$

Z rys. 1 mamy:

$$(\sigma F) = h \operatorname{tg} \varphi, \quad d(\sigma F) = \frac{h\, d\varphi}{\cos^2 \varphi}$$

Przy kącie zarzucenia $\Delta\varphi = 5' = 0{,}00145$ radiana i przy h = 100 mm zarzucenie na wykresie wyniesie

$$\Delta(\sigma F) = \frac{h\, \Delta\varphi}{\cos^2 \varphi_1} = 0{,}19 \text{ mm}.$$

Odpowiadająca szybkość wahadła V = 4 mm/sek. jest to szybkość dość duża, wyjątkowo zdarzająca się w praktyce. Stąd wniosek:

Zarzucenie wahadła dynamometru w wypadku rzeczywistego przebiegu rozciągania według rys. 2 jest, nawet w skrajnych wypadkach, małe i na wykresie maszyny niedostrzegalne. Maszyna przeto kreśli wykres prawie dokładnie odpowiadający zmianom obciążenia próbki.

b) $\sigma F = 0$, czyli $T = 0$ t. j. siła σF raptownie spada do zera w momencie położenia wahadła $\varphi = \varphi_1$, jak na rys. 3. Otrzymamy wtedy z wzoru (2):

$$Ql \left| \cos \varphi_1 - \cos(\varphi_1 + \Delta\varphi) \right| = \frac{QV^2}{2g}$$

lub

$$\cos \varphi_1 - \cos(\varphi_1 + \Delta\varphi) = \frac{V^2}{2gl}$$

skąd w wypadku konkretnym będzie:

$\varphi_1 = 30^0$, $l = 700$ mm, $V = 18$ mm/sek, $\Delta\varphi = 10''$,

czyli przeszło stokrotnie mniejsze zarzucenie, niż w wypadku poprzednim (a)*).

---

*) Dla wypadku a) mamy przy 12 mm/sek. zarzucenie 15', to dla 18 mm/sek. zarzucenie wypadnie 22,5' = 1450" czyli 145 razy większe od zarzucenia w wypadku b).

W praktyce ten wypadek odpowiadał by momentowi zerwania próbki z b. twardego materiału.

W wypadku pośrednim między a) i b), kiedy σF spada nie do zera, może nasunąć się pytanie: jak jest wtedy z dolną granicą Q_{rd} w rzeczywistości (w próbce) i na wykresie. Otóż dynamometr oczywiście, tak samo jak poprzednio w górę, tak teraz zarzuci na wykresie w dół, dając dolną granicę nieco poniżej istotnej dolnej granicy. Zarzucenie to naogół nie może być duże z powodu niedużych i nieraptownych spadków siły σF, jak również z powodu oporów maszyny. W wypadkach bardziej nagłych spadków σF, występuje niekiedy gasnąca oscylacja na wykresie; wtedy raczej średnią siłę oscylacji należy uważać za istotną dolną granicę Q_d.

Z rozpatrzonych wyżej przykładów wynika, że maszyna Amslera „5 ZD 181" kreśli przebieg rozciągania dokładniej, niż można by przypuszczać.

Nadmienić należy, że tak opory tarcia w maszynie, jak i elastyczność maszyny zmniejszają na wykresie spadki siły, wygładzając niejako krzywą. Co do elastyczności, to w drugiej części pracy prof. Welter zastosował sprężyny w uchwytach (o czym mowa dalej), i tym skasował górną i dolną granicę płynności na wykresie.

CZĘŚĆ B.

Dyskusja doświadczeń prof. Weltera

Prof. Welter usunął w maszynie „5 ZD 181" jednostajny posuw śrubowy dolnego uchwytu próbki, natomiast podwiesił do dolnego uchwytu ciężar P stale rosnący (przez dosypywanie śrutu).

W tym wypadku próbka, jako element niesztywny, łączy dwa układy: ciężar P i układ dźwigniowy maszyny (rys. 1).

Każdy z tych układów porusza się według równań ruchu:

ciężar P:

$$P - \sigma F = \frac{P}{g} \ddot{z} \qquad \ldots\ldots (3)$$

układ dźwigniowy:

$$\left.\begin{aligned} Ta - \sigma F b &= \Theta_1 \ddot{\psi} \\ Ql \sin\varphi - 7r\cos\varphi &= \Theta_2 \ddot{\varphi} \\ \dot{\varphi}\, r\cos\varphi &= \dot{\psi}\, a \end{aligned}\right\} \qquad \ldots (4)$$

gdzie $\ddot{z}$ — przyśpieszenie ciężaru P_2, Θ_1 i Θ_2 — momenty bezwładności części maszyny według rys. 1, oraz $\dot{\psi}$, $\dot{\varphi}$ — szybkości kątowe, $\ddot{\psi}$ i $\ddot{\varphi}$ — — przyśpieszenia kątowe tych części.

Równowaga statyczna ma miejsce dotąd, dokąd przyśpieszenia $\ddot{z}$, $\ddot{\psi}$, $\ddot{\varphi}$ są równe zeru. Wtedy $\sigma F = P = \frac{a}{b} T$.

Z chwilą, kiedy występują przyśpieszenia, wtedy

$$\sigma F < P, \quad \sigma F b < Ta, \quad 7r\cos\varphi < Ql \sin\varphi.$$

Stąd wynika, że siła próbki ani nie jest równa ciężarowi P, ani też nie jest równa wskazaniu dynamometru maszyny (wskazanie dynamometru odpowiada momentowi statycznemu wahadła $Ql \sin\varphi$). Jeżeli, konkretnie σF spada, to wskazania dynamometru będą za wielkie.

Rozpatrując próbkę w chwili spadku w niej obciążenia σF o pewną wielkość $\Delta\sigma F$ będziemy mieli przyśpieszenie dolnego uchwytu wraz z przyczepionym ciężarem P:

$$\ddot{z} = \Delta\sigma F : \frac{P}{g} \qquad \ldots\ldots (5)$$

Skierowane ono jest ku dołowi.

Górny uchwyt związany jest z dźwignią poziomą ab o momencie bezwładności Θ_1, a dalej przez cięgno c z wahadłem o momencie bezwładności Θ_2. Możemy uważać, że część siły $\Delta\sigma F$ powoduje przyśpieszenie dźwigni, część zaś (przez przekładnię dźwigni) powoduje przyśpieszenie wahadła. Masę cięgna c można zastąpić równą masą skupioną w jego górnym lub dolnym przegubie i przydzielić do dźwigni lub do wahadła. Będziemy więc mieli układ równań ruchu (6):

$$\Delta\sigma F = S_1 + S_2, \quad S_1 b = \Theta_1 \ddot{\psi}, \quad S_2 \frac{b}{a} r\cos\varphi = \Theta_2 \ddot{\varphi}$$

lub

$$\left.\begin{aligned} \Delta\sigma F &= \frac{a\,\Theta_2 \ddot{\varphi}}{br\cos\varphi} + \frac{\Theta_1 \ddot{\psi}}{b} \\ \dot{\varphi}\cdot r\cos\varphi &= \dot{\psi}\cdot a \end{aligned}\right| \qquad \ldots (6)$$

Różniczkując drugie równanie układu (6), będzie

$$\ddot{\varphi}\, r\cos\varphi - \dot{\varphi}^2 r \sin\varphi = \ddot{\psi}\, a$$

Jeżeli szybkość kątowa $\dot{\varphi}$ jest mała*), to możemy drugi wyraz opuścić, czyli będzie

$$\ddot{\varphi}\, r\cos\varphi = \ddot{\psi}\, a \qquad \ldots\ldots (7)$$

Z równań (6) i (7) otrzymamy wyrażenie na przyśpieszenie górnego uchwytu:

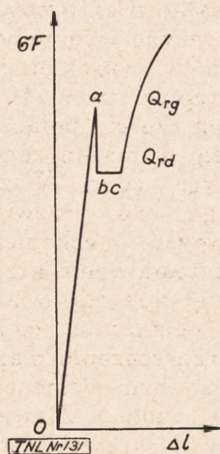
$$\ddot{\psi} b = \Delta\sigma F \cdot \left(\frac{a^2\Theta_2}{b^2 r^2 \cos^2\varphi} + \frac{\Theta_1}{b^2}\right) \qquad \ldots (8)$$

Kierunek tego przyśpieszenia jest przeciwny kierunkowi przyśpieszenia dolnego uchwytu z.

Zobaczymy teraz, jak się przedstawi wykres maszyny „5 ZD 181" z obciążeniem próbki przez ciężar P, jeżeli istotny wykres przebiegu rozciągania próbki posiada kształt jak na rys. 4 t. j.

---

*) Zwykle $\dot{\varphi} < 0{,}01$ radian /sek, $\dot{\varphi}^2 r \sin\varphi < 0\,005$ mm sek² gdy pozostałe wyrazy są rzędu dziesiątek mm/sek².



Rys. 4



Rys. 5

jeżeli od punktu a ma miejsce spadek obciążenia

$$\Delta\sigma F = Q_{rg} - Q_{rd}$$

stały w zakresie wydłużenia bc.

Podczas wydłużenia bc dolny uchwyt przesunie się ruchem jednostajnie przyśpieszonym na drodze:

$$\Delta z = \frac{\ddot{z}}{2} t^2 + wt \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (9)$$

Górny uchwyt przesunie się w tym samym czasie również ruchem jednostajnie przyśpieszonym**) na drodze:

$$\Delta \psi b = \frac{\ddot{\psi} b}{2} t^2 - vt \quad . \; . \; . \; . \quad (10)$$

Pionowe przesunięcie cięgna c (rys. 1) przedstawi się:

$$\Delta \psi a = \Delta r \sin\varphi = r \cos\varphi \, \Delta\varphi = \frac{a}{b} \Delta\psi b$$

Spadek przeto obciążenia na wykresie będzie:

$$\Delta (\sigma F) = \Delta h \operatorname{tg}\varphi = h \frac{\Delta\varphi}{\cos^2\varphi} = \frac{h}{r} \frac{\Delta\psi a}{\cos^3\varphi}$$

$$\Delta (\sigma F) = \frac{ha}{rb\cos^3\varphi} \left(\frac{\ddot{\psi} b}{2} t^2 - vt \right) \quad . \; . \quad (11)$$

Jak widać, spadek ten jest na początku ujemny, a po pewnym czasie staje się dodatni. Oznacza to (ujemny spadek), że krzywa w zakresie Q_r na początku jest rosnącą, później t. j. po czasie $t = \frac{v}{\ddot{\psi} b}$ (kiedy przechodzi szczyt maximum) zaczyna spadać. Jednak czas trwania spadku $\Delta\sigma F$, jak to widać niżej, jest najczęściej za krótki do osiągnięcia maximum krzywej, której charakter jest pokazany na rys. 5.

Zobaczymy jak to się przedstawia w liczbach. Niech:

$$P = 500 \text{ kg}, \quad \Delta\sigma F = 50 \text{ kg}, \quad \Theta_1 = 0{,}2 \text{ kgm sek}^2, \quad \Theta_2 = 0{,}75 \text{ kgm sek}^2,$$

**) Z wzoru (8) wynika, że $\ddot{\psi} b$ w małym zakresie kąta φ można uważać za stałe, jeżeli spadek $\Delta\sigma F$ jest stały.

$$a = 500 \text{ mm}, \; b = 50 \text{ mm}, \; r = 70 \text{ mm}, \; h = 100 \text{ mm},$$

$$\varphi = 30^0, \quad \cos\varphi = 0{,}866, \quad \cos^2\varphi = 0{,}75, \quad \cos^3\varphi = 0{,}65,$$

Z równania (5) przyśpieszenie dolnego uchwytu będzie:

$$\ddot{z} = 980 \text{ mm/sek}^2.$$

Z równania (8) przyśpieczenie górnego uchwytu będzie:

$$\ddot{\psi} b = 2{,}4 \text{ mm/sek.}^2$$

Wydłużenie próbki w zakresie Q wynika z równań (9) i (10):

$$\Delta l = \Delta z + \Delta\varphi b = \frac{\ddot{z} + \ddot{\psi} b}{2} t^2 + \frac{dl}{dt} t$$

Ostatni wyraz można pominąć, gdyż

$$\frac{dl}{dt} = w - v$$

jest rzędu 0,001 mm/sek.

Δl jest rzędu 1 ÷ 2 mm czyli będziemy mieli:

$$2 = \frac{982{,}4}{2} t^2$$

Czas przejścia więc przez zakres Q wyniesie:

$$t = 0{,}064 \text{ sek.}$$

Spadek obciążenia $\Delta(\sigma F)$ na wykresie (rys. 5) określamy z równania (11):

$$v = 0; \qquad 0{,}1; \qquad 1 \text{ mm/sek}^2$$
$$\Delta(\sigma F) = +0{,}11; \quad -0{,}03; \quad -1{,}30 \text{ mm.}$$

Ujemny spadek oznacza dodatni przyrost, a przy tym krzywa cały czas rośnie, o ile

$$t = 0{,}064 < \frac{v}{\ddot{\psi} b}.$$

Przeliczony wykres rozciągania w warunkach prof. Weltera posiada więc charakter przedstawiony na rys. 5, co zupełnie zgadza się z doświadczeniem prof. Weltera. Wykres ten (rys. 5) ukrywa jednak istotny przebieg rozciągania, odpowiadający wykresowi rys. 4.

Inaczej przedstawia się rzecz w wypadku obciążenia próbki śrubą pociągową dolnego uchwytu: tu przy powolnym posuwie dolnego uchwytu dynamometr prześledzi niemal dokładnie przebieg płynięcia.

Można dobitnie zcharakteryzować obydwa rozpatrzone rodzaje obciążeń próbki w następujący sposób: przy rozciąganiu ciężarem — próbka płynie na dół t. j. przy nieruchomym górnym uchwycie, przy rozciąganiu zaś śrubą — próbka płynie do góry t. j. przy nieruchomym dolnym uchwycie.

W drugiej części pracy prof. Weltera (w Przeglądzie Mechanicznym Nr. 7 z 1936 r.) są podane dalsze wyniki doświadczeń, po któ-

rych, jak widać, prof. Welter utwierdził się w zdaniu, że górna i dolna granica płynności są fikcjami, a sądząc z tego, że uważa on obciążenie „bezpośrednie" ciężarem za idealne, wynika niewątpliwie, że traktuje zagadnienie statycznie, nie uwzględniając w przebiegu rozciągania momentów kinetycznych.

Na rys. 5, 6 i 7 pracy prof. Weltera jest podane doświadczenie w dwu innych jeszcze warunkach: z włączeniem sprężyny w dolnym uchwycie, a następnie w górnym uchwycie. Obciążenie w tych wypadkach było uskutecznione śrubą. Otrzymał przy tym prof. Welter dwa jednakowe wykresy bez górnej i dolnej granicy płynności. Wynik taki jest zgóry do przewidzenia: Element elastyczny i mało bezwładny, jakim jest sprężyna, więcej jeszcze przyspiesza przejście próbki przez zakres Q aniżeli ciężar P (przy obciążeniu ciężarem). W tym wypadku jako element zmienny należy uważać nie próbkę, lecz próbkę + sprężynę. Wydłużenie próbki w zakresie przejścia przez Q jest rzędu 1 mm, a taka zmiana długości w elemencie złożonym: sprężyna + próbka spowoduje niedostrzegalny spadek siły. Czas przejścia przez zakres Q nie zależy wtedy od czasu całkowitej próby. Spadek σF zostaje przez sprężynę wyeliminowany z wykresu, dając tym samym wykres nieistotny.

Co się tyczy doświedczeń na rys. 9 i 10 z elementem złożonym z dwóch części połączonych tarciowo przez ścisk śrubą, to ma on znaczenie decydujące, gdyż rozstrzyga spór. Wszystkie otrzymane tu krzywe mogą być przewidziane zgóry na podstawie rozważań mechanicznych. Szczególniej ciekawe jest zestawienie krzywych Nr. 1 i Nr. 6, z których pierwsza odpowiada obciążeniu śrubą, druga — obciążeniu ciężarem. Wiadomem jest, że po przekroczeniu maximum siły tarcia spoczynku w badanym elemencie, następuje niższa siła tarcia ruchu. Zjawisko to jest w pełni uwidocznione na krzywej Nr. 1 — przy obciążaniu śrubą, natomiast jest ono zamaskowane na krzywej Nr. 6 — przy obciążaniu ciężarem.

Ten eksperyment wykonany przez prof. Weltera przeczy wyraźnie jego wnioskom.

Kwestionowany również przez prof. Weltera spadek siły w próbce przed jej zerwaniem podlega takiej samej dyskusji, jak i granica płynności i nie wymaga specjalnego omówienia.

KONSTRUKCYJNE ZWICHRZENIE PŁATA W PROJEKCIE BEZOGONOWCA

Inż. EZIO LORENZELLI

(Dokończenie) *)

CZĘŚĆ V.

Stateczność podłużna bezogonowca o skrzydle zwichrzonym i w strzałę

Zwichrzenie, jak już zaznaczyliśmy może służyć do zapewnienia bezogonowcowi stateczności w locie na dużych kątach natarcia t. zn. stworzenia na dużych kątach natarcia, momentu dodatniego, usiłującego zmniejszyć kąt natarcia skrzydła. Dla wyjaśnienia tego rozszerzymy rozważania do wypadku, gdy nośność nie jest linjową funkcją kąta natarcia, lecz wykres $C_y = f(i)$ tworzy krzywiznę w pobliżu krytycznego kąta natarcia.

Postąpimy w/g metody błędnych założeń:

$$\left.\begin{aligned} f_0 &= \frac{l_0}{l(\delta)} \sin\delta \qquad & f_2 &= \sum_1^n i''_{e_n} \sin n\delta \\ f_1 &= \sum_1^n \beta_n \sin n\delta \qquad & f_3 &= \sum_1^n n\,\beta_n \sin n\delta \\ f_4 &= \sum_1^n n\, i''_{e_n} \sin n\delta \end{aligned}\right| \quad . \quad (45)$$

Przy zbliżaniu się od zagięcia krzywej $C_y = f(i)$, rozkład cyrkulacji nie jest już taki, jak wskazywały wyrażenia (2) i (12)

$$\Gamma(\delta) = \frac{1}{2}\mu V l_0 (f_1 i + f_2) \quad . \quad . \quad . \quad (46)$$

lecz przybiera postać:

$$\Gamma''(\delta) = \frac{1}{2}\mu V l_0 \Big(f_1 i + f_2 + \Delta f_2(i)\Big) \quad . \quad (46)'$$

stąd:

$$\Gamma''(\delta) - \Gamma(\delta) = \frac{1}{2}\mu V \cdot l_0 \Delta f_2(i) \quad . \quad . \quad (47)$$

Przebieg $\Gamma''(\delta)$ jest zależny od kształtu krzywej $C_v = f(i)$ dla poszczególnych profilów i od nadanego zwichrzenia.

Zamierzamy cyrkulację tę określić dla zgóry założonego kąta natarcia i. Analogicznie do (45) przyjmujemy:

$$\left.\begin{aligned} \Delta f_2(i) &= \sum_1^n \Delta i''_{e_n} \sin n\delta; \\ \Delta f_4(i) &= \sum_1^n n\,\Delta i''_{e_n} \sin n\delta; \end{aligned}\right| \quad . \quad . \quad (48)$$

---

*) Tłomaczone z oryginału w „L'Aerotecnica", marzec b. r. Początek tłomaczenia drukowany w Nr. 8 „Technicznych Nowości Lotniczych" z r. b.

Dla (46') i (46)' mamy kolejno rozkład siły nośnej wzdłuż rozpiętości (na podst. (23)):

$$\left.\begin{aligned} C_y(\delta) &= \frac{l_0 \mu}{l(\delta)}\left[i \cdot f_1 + f_2\right] \\ C''_y(\delta) &= \frac{l_0 \mu}{l(\delta)}\left[i \cdot f_1 + f_2 + \Delta f_2(i)\right] \end{aligned}\right\} \quad . \quad (49)$$

Pierwszy rozkład ($\frac{dc_y}{di}$ = const.) jest znany, drugi natomiast możemy określić graficznie metodą kolejnych przybliżeń, gdy będą znane krzywe $C_y(i)$ dla poszczególnych profilów.

Należy do tego celu najpierw wprowadzić pojęcie wirtualnego wydłużenia dla każdego przekroju $\Sigma(\delta)$ skrzydła, pod którem rozumiemy wydłużenie, przy jakiem przekrój „pracuje".

Wydłużenie wirtualne określimy:

$$\lambda(\delta) = \frac{1}{\pi} \cdot \frac{C_y(\delta)}{i_i(\delta)}.$$

Zależy ono od wartości cyrkulacji w rozpatrywanym przekroju i jej rozkładu wzdłuż rozpiętości. Korzystając ze znanego wyrażenia:

$$\Gamma''(\delta) = \frac{1}{2}\mu V l_0 \left(f_1 i + f_2 + \Delta f_2(i)\right),$$

otrzymamy wydłużenie wirtualne w bieżącym przekroju:

$$\lambda(\delta) = \frac{4L}{\pi l_0} \cdot \frac{f_0\left[f_1 \cdot i + f_2 + \Delta f_2(i)\right]}{\left[f_3 \cdot i + f_4 + \Delta f_4(i)\right]} \quad . \quad . \quad (50)$$

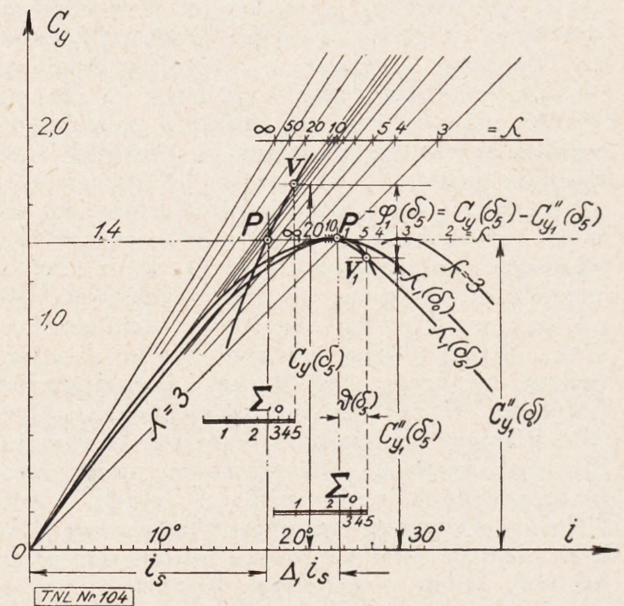
Zakładając, że rozważamy k przekrojów $\Sigma(\delta)$ naszego skrzydła, wydłużenie każdego z nich zależy od kąta natarcia i, odniesionego oczywiście do przekroju Σ_0, ($\delta = \delta_0$), dla którego zwichrzenie $\vartheta(\delta)$ równa się zeru.

Jeżeli $C''_{y\,max}$ jest wartością maxym. spółczynnika siły nośnej dla przekroju Σ_0, dobieramy takie i_s, że:

$$C''_{y\,max} \geq \frac{l_0 \mu}{l(\delta)}\left|i_s f_1 + f_2\right| = C''_{y1}(\delta_0) \quad . \quad . \quad (51)$$

gdzie wartości f_1, f_2 są obliczone dla $\delta = \delta_0$.

Nakreślimy teraz dla każdego profilu pęk krzywych doświadczalnych $C_y(i)$ dla wydłużeń 1, 2, 3... ∞; zakładamy dalej w pierwszem przybliżeniu $\Delta f_2(i_s) = \Delta f_4(i_s) = 0$ i wyliczamy z (50) wydłużenia wirtualne $\lambda_1(\delta_k)$: w szczególności otrzymamy wydłużenie $\lambda_1(\delta_0)$ dla przekroju Σ_0. Na krzywej doświadczalnej $C_y(i)$, odpowiadającej profilowi przekroju Σ_0 i kreślonej dla wydłużenia $\lambda_1(\delta_0)$, obieramy punkt P_1, dla którego $C_y = C_{y1}''(\delta_0)$ (rys. 8). Prostopadła do osi i, poprowadzona z punktu P, daje rzeczywiste wartości kąta natarcia, który nazwiemy $i_s + \Delta_1 i_s$; rzeczywisty kąt natarcia geometryczny w pierwszem przybliżeniu będzie dla poszczególnych przekrojów:



Rys. 8.

$$i_{1k} = i_s + \Delta_1 i_s + \vartheta(\delta_k).$$

Przecinając teraz krzywe doświadczalne $C_y(i)$ [kreślone dla wydłużeń $\lambda_1(\delta_k)$] pionowemi odpowiadającemi geometrycznym kątom natarcia i_{1k}, określimy rozkład siły nośnej, co przedstawiamy w postaci [w/g drugiej części wzoru (49)]:

$$C''_{1y}(\delta) = \frac{l_0 \mu}{l(\delta)}\left[i_s f_1 + f_2 + \Delta_1 f_2(i_s)\right] \quad . \quad (49)'$$

Gdyby funkcja $C_y(i)$ dla rozważanego kąta natarcia przedstawiała się jako prosta, otrzymalibyśmy w/g pierwszej części wzoru (49):

$$C_y(\delta) = \frac{l_0 \mu}{l(\delta)}\left|i_s \cdot f_1 + f_2\right|$$

Zakładając $C''_{1y}(\delta) - C_y(\delta) = \varphi_1(\delta)$ mamy:

$$\varphi_1(\delta) = \frac{l_0 \mu}{l(\delta)} \Delta_1 f_2(i_s) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (51)'$$

co jest funkcją znaną. Po przekształceniach, pamiętając o wzorze (48):

$$\Delta_1 i''_{e_n} = \frac{4}{\pi}\int_0^{\frac{\pi}{2}} \frac{\varphi_1(\delta)\, l(\delta)}{\mu\, l_0} \sin n\delta\, d\delta \quad . \quad . \quad [52]$$

Gdy znane są $\Delta_1 i''_{e_n}$, przy pomocy (48) wyliczamy funkcje $\Delta_1 f_2$, $\Delta_1 f_1$, które, podstawione do (50) określą nową wartość wirtualnego wydłużenia $\lambda_2(\delta_k)$.

Te wartości (bardziej przybliżone od tych, które obliczaliśmy zakładając Δf_2 i $\Delta f_4 = 0$) pozwolą na poprawkę pęku krzywych $C_y(i)$,

które teraz będą naniesione dla nowych wydłużeń.

Pozostając stale na kącie natarcia równym teoretycznemu i, naznaczamy na krzywej $C_y(i)$ odpowiadającej profilowi w przekroju Σ_0 i nakreślonej dla wydłużenia $\lambda_2(\delta_0)$, punkt P_2, dla którego zawsze: $C_y = C''_{y1}(\delta_0)$.

Ten punkt odpowiada kątowi natarcia

$$i_s + \Delta_2 i_s,$$

a nowe geometryczne kąty natarcia w rozważanych przekrojach będą:

$i_{2k} = i_s + \Delta_2 i_s + \vartheta(\delta_k)$. Gdy znane są wydłużenia $\lambda_2(\delta_k)$ i geometryczne kąty natarcia $_{2k}$, w zupełnie analogiczny sposób znajdujemy nowy rozkład siły nośnej:

$$C''_{2y}(\delta) = \frac{l_0 \mu}{l(\delta)} \left[i_s f_1 + f_2 + \Delta_2 f_2(i_s) \right]. \quad (49)''$$

i stąd funkcję:

$$\varphi_2(\delta) = \frac{l_0 \mu}{l(\delta)} \Delta_2 f_2(i_s)$$

oraz nowe wartości:

$$\Delta_2 i''_{e_n} = \frac{4}{\pi} \int_0^{\frac{\pi}{2}} \frac{\varphi_2(\delta)\, l(\delta)}{\mu\, l_0} \cdot \sin n\delta\, d\delta \quad . \quad (52)'$$

$\Delta_2 i''_{e_n}$ wraz z równaniem (48) określają funkcje $\Delta_2 f_2$, $\Delta_2 f_1$, które podstawione w (50) wyznaczają wydłużenia wirtualne $\lambda_3(\delta_k)$ bardziej przybliżone.

Po 2-ch do 3-ch najwyżej podstawieniach, w ten sposób przeprowadzonych, znajdziemy $\Delta_r i''_{e_n} \approx \Delta_{r-1} i''_{e_n}$ i stąd, podstawiając w (46) i (48), otrzymamy rozkład cyrkulacji, który czyni zadość wzorowi (50), będąc jednocześnie wynikiem doświadczalnych wykresów poszczególnych profilów i zwichrzenia skrzydła.

Będziemy więc mieli rzeczywistą wartość cyrkulacji (gdy rzeczywisty geometryczny kąt natarcia jest $i_s + \Delta_r \cdot i_s$):

$$\Gamma''(\delta) = \frac{1}{2} \mu V l_0 \left[f_1 i_s + f_2 + \Delta_r f_2(i_s) \right] \ldots$$

Uważamy ten rozkład cyrkulacji za złożony z dwóch części:

— jednej: $\Gamma''_1(\delta) = \frac{1}{2} \mu V l_0 f_1 i_s$. dla cyrkulacji jakaby była przy kącie natarcia i_s, przy skrzydle niezwichrzonem w dalszym ciągu przyjmując linjową zależność $C_y(i)$,

— i drugiej: $\Gamma''_2(\delta) = \frac{1}{2} \mu V l_0 \left| f_2 + \Delta_r f_2(i_s) \right|$

którą uważamy, jako wywołaną przez zwichrzenie zmienne wraz z kątem natarcia (zawsze $\frac{dc_y}{di} = \text{const.}$).

Innemi słowy: uważamy zmiany cyrkulacji wywołane w różnych przekrojach przez zakrzywienie wykresu C (i) za powstałe wskutek pozornego zwichrzenia zmiennego wraz z kątem natarcia przy założeniu liniowej zależności $C_y(i)$.

Wykorzystajmy znalezione poprzednio wzory (przypuszczając linjową zmienność C_y, podstawiając w nich w częściach, które zależą od zwichrzenia, wielkości będące sumą zwichrzenia konstrukcyjnego i ostatnio omówionego zwichrzenia pozornego, określonego wzorem:

$$\Delta_r \vartheta(\delta) = \sum_1^n \Delta_r \vartheta_n \frac{\sin n\delta}{\sin \delta} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (53)$$

gdy zakłada się system (S''):

$$\Delta_r \vartheta_n = a_{1n} \Delta_r i''_{e_1} + a_{3n} \Delta_r i''_{e_3} + \ldots$$
$$\ldots + a_{nn} \Delta_r i''_{e_n} + \ldots$$

W szczególności możemy stąd obliczyć całkowitą siłę nośną skrzydła i jego moment ogniskowy, korzystając z (13) i (29).

Jeżeli interesują nas np. zmiany momentu ogniskowego wywołane przez zbliżanie się do $C_{y\,max}$, dla $i = i_s + \Delta_r i_s$ (praktyczny geometryczny kąt natarcia w przekroju Σ_0), znajdziemy je przez (29):

$$\Delta_r C_{mF}(i_s) = \frac{\mu l_0 \lambda}{l_m} \Delta_r H_0 \quad . \quad . \quad . \quad (54)$$

i pamiętając o (31), wyprowadzimy po pewnych przeróbkach (30) i (33):

$$\Delta_r H_0 = \sum_1^m \psi_m \sum_3^n K_{mn} \Delta_r i''_{e_n} +$$
$$+ \frac{\operatorname{tg}\varphi}{8} \sum_3^n K_n \Delta_r i''_{e_n} - k_3 \Delta_r i_{e_n} \quad . \quad . \quad (55)$$

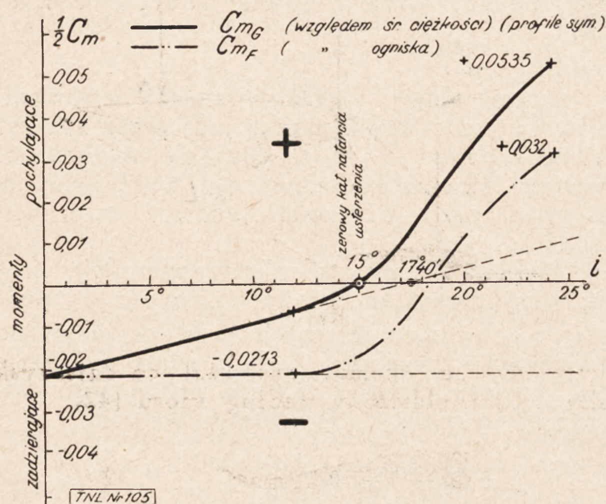
Zmiana całkowitej nośności skrzydła dla kąta $i + \Delta_r i_s$, w stosunku do nośności teoretycznej, danej przez (13), dla kąta i_s będzie:

$$\Delta_r C_y = \frac{\pi}{4} \frac{l_0 L}{S} \mu \Delta_r i''_{e_1} \quad . \quad . \quad . \quad (56)$$

Analogiczny wzrost oporu indukowanego z powodu sąsiedztwa $C_{y\,max}$ [por. (9)]:

$$\Delta_r C_{x_i} = \frac{\pi}{16} \frac{l_0^2 \mu^2}{S} \sum_1^n n \Big[2(\beta_n i_s + i''_{e_n}) +$$
$$+ \Delta_r \cdot i''_{e_n} \Big] \cdot \Delta_r i''_{e_n} \quad . \quad . \quad . \quad (57)$$

Wzory (54) i (55) określają zmiany momentu względem „ogniska" F, uważanego za punkt stały.



Rys. 9.

Jeżeli moment, który wprowadza zwichrzenie pozorne (przy dużych kątach natarcia) jest dodatni ($\Delta H_0 > 0$), skrzydło nie może zbytnio zwiększać kąta natarcia i unika dzięki temu automatycznie utraty szybkości.

Przeprowadziliśmy przeliczenia dla skrzydła rys. 4. z przytoczonemi powyżej wartościami liczbowemi, którego profile są: zewnętrzne Gött. 654 i wewnętrzne 679: dla kątów natarcia bliskich krytycznemu ($i_s = 18^0$, co odpowiada praktycznemu geometrycznemu kątowi natarcia $i_s + \Delta i_3 \cong 24^0$) znaleźliśmy przyrost momentu ogniskowego wskutek bliskości $C_{y_{max}}$: $C_{m_F} = + 0{,}106$.

Moment ogniskowy stworzony przez zwichrzenie waha się od — 0,042 dla kątów natarcia mniejszych od krytycznego, dla których możemy założyć $\frac{d c_y}{di} = \text{const.}$) do + 0,064 (dodatni) (rys. 9).

Konstrukcyjne zwichrzenie wg. wzoru (16) (na rys. 10 linja ciągła) przekształca się w zwichrzenie pozorne (na rysunku kreska trzy kropki).

Rzeczywisty rozkład siły nośnej $C''_y(\delta)$, wyznaczony na podst. (49) jest zaznaczony na rys. 11 linją ciągłą, podczas gdy z rys. 12 wynika bardzo szybka zbieżność kolejnych przybliżeń: praktycznie krzywe φ_3 i φ_4 nakrywają się.

Dla tego samego skrzydła rys. 4. znaleźliśmy na podst. (56) i (57):

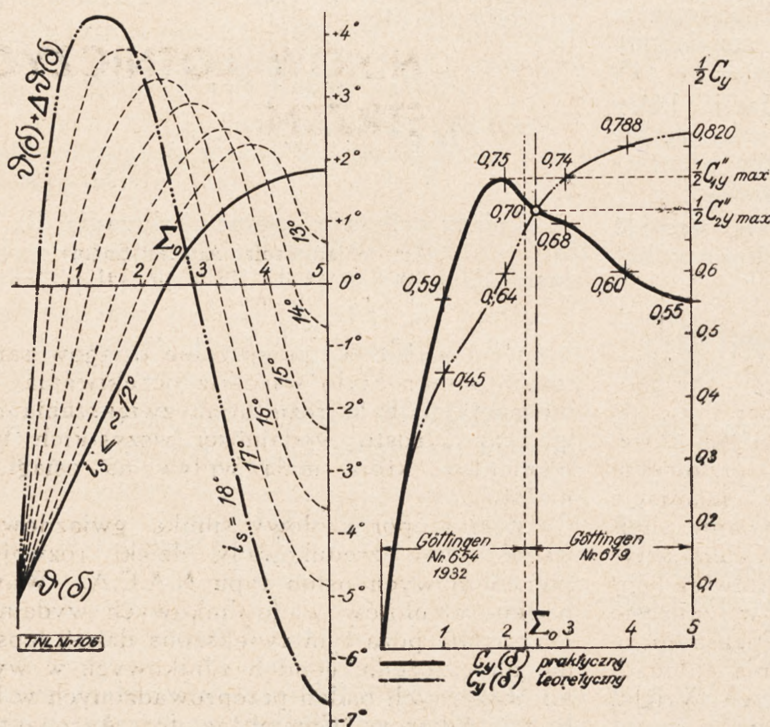
$$\Delta_4 C_y = -0{,}0310 \qquad \Delta_4 C_{x_i} = 0{,}0162$$

Stateczność podłużna stworzona przez zwichrzenie daje więc bardzo silną tendencję do uniknięcia straty szybkości: bezpieczeństwo pod tym względem (stateczność na dużych kątach natarcia) jest przeto większe w bezogonowcu, niż w normalnych samolotach, gdzie stery pracują w powietrzu zawirowanem.

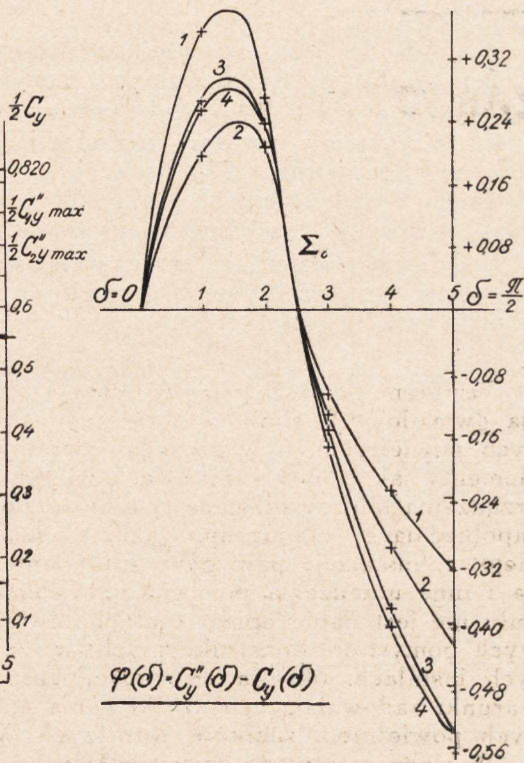
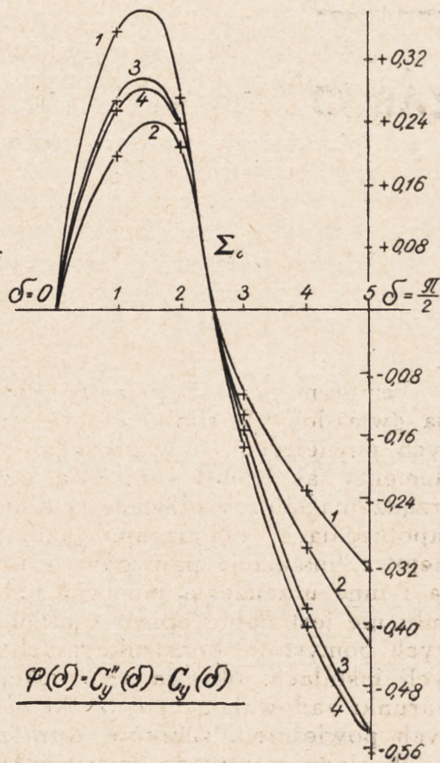
ZAKOŃCZENIE

Konieczne i dostateczne warunki, jakim powinien odpowiadać bezogonowiec o zwichrzonem skrzydle:

— eliptyczny rozkład cyrkulacji na podróżnym kącie natarcia



Rys. 10. Rys. 11.

Rys. 12.

— zmniejszenie straty na sile nośnej, niezbędnej do wyrównoważenia samolotu,

— i stateczność podłużna na dużych kątach natarcia dzięki powstającym na skrzydle momentom dodatnim, wyrażają się wzorami:

$$\frac{\vartheta(\delta)}{i_c} = \frac{\frac{l_0}{l(\delta)} \sin \delta - \left(\gamma_0 - \frac{1}{2} \gamma_2\right)}{\left(\gamma_0 - \frac{1}{2} \gamma_2\right) + \frac{\mu l_0}{4L}} \quad . \quad . \quad (I)$$

$$H_0 - \frac{g\pi}{4L} \beta_1 i_0 < 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (II)$$

$$\Delta_r H_0 - \frac{g\pi}{4L} \beta_1 \Delta_r i_0 > 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (III)$$

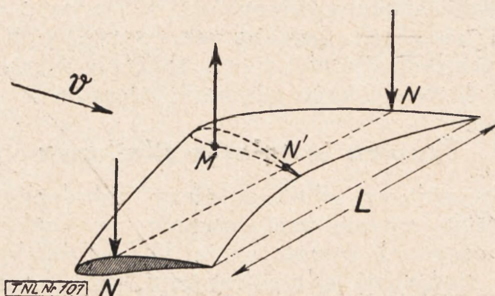
Gdzie $\Delta_r H_0$ jest dane w równaniu (55), a

$$\Delta_r \cdot i_0 = - \frac{\Delta_r \cdot i''_{e_1}}{\beta_1} .$$

Konstrukcyjne zwichrzenie, które zwiększa geometryczny kąt natarcia środkowej części płata, może jednocześnie spełnić wszystkie trzy powyższe warunki.

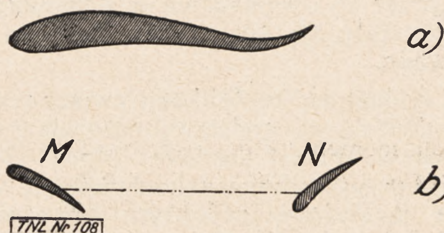
Poglądowe objaśnienie warunków II i III daje rys. 13: dla normalnych kątów natarcia zwichrzenie, dające większą siłę nośną na środkowej części skrzydła, wywołuje moment zadzierający, podobnie jakby dał ster wychylony do góry (rys. 1).

Wynik jest taki jak przy zastosowaniu profilu o podwójnej krzywiźnie. Strzała, którą nadajemy zwichrzonemu skrzydłu, zmienia schemat wyrównoważenia profilu samostatecznego



Rys. 13.

(rys. 14a) na schemat (rys. 14b), co daje zysk siły nośnej, obliczony według wzoru (42).



Rys. 14.

Przy dużych kątach natarcia i odpowiednim doborze profilów, po przekroczeniu krytycznego kąta natarcia, siła nośna środkowej części skrzydła maleje, a na zewnętrznych częściach jeszcze wzrasta, wskutek czego powstaje moment dodatni (pochylający przód samolotu) i zabezpieczający przed utratą szybkości. (wyraża to warunek III).

ZABUDOWANIE GWIAZDOWYCH SILNIKÓW LOTNICZYCH CHŁODZONYCH POWIETRZEM

P. A. ANDERSON

Z oryginału p. t. „Air-Cooled Radial Aircraft-Engine Installation" S.A.E. Journal September 1936, str. 341 — 350, przetłomaczył inż. T. Cyga-Karpiński.

Tematem poniższego artykułu jest instalacja gwiazdowych silników lotniczych chłodzonych powietrzem, a w szczególności takie jej elementy jak osłony silnikowe, łoża silnikowe, urządzenia odprowadzające spaliny, urządzenia zapobiegające oblodzeniu gaźnika, instalacje olejowe, instalacje paliwowe, sterowanie silnika i inne urządzenia pomocnicze. Celem artykułu nie jest danie opisów jakichkolwiek nowych pomysłów konstrukcyjnych w zakresie tych instalacji, określa on raczej zasadnicze warunki zadowalającego użytkowania chłodzonych powietrzem silników lotniczych Wright.

W ciągu ostatniego dziesięciolecia, a szczególnie w okresie silnego rozwoju komunikacji lotniczej w U.S.A., polepszenie osiągów samolotów przekroczyło wszelkie oczekiwania. Polepszenie to było rezultatem zwiększenia mocy oraz wzrostu wydajności wszystkich tych elementów, które mają wpływ na osiągi samolotu.

Wielki opór czołowy silnika gwiazdowego został silnie zredukowany dzięki rozwojowi pierścieniowych osłon typu N.A.C.A. W wypadku samolotów wielosilnikowych wydajność ich została poza tym zwiększona dzięki lepszemu umieszczeniu gondoli silnikowych w wyniku obszernych badań przeprowadzonych w National Advisory Committee for Aeronautics. W tym okresie rozwojowym lotnictwa szczegól-

na uwaga, jaką zwrócono na właściwe rozwiązanie instalacji silnikowych, przyczyniła się w niemałym stopniu do zwiększenia niezawodności nowoczesnego silnika lotniczego.

Typowa instalacja silnikowa

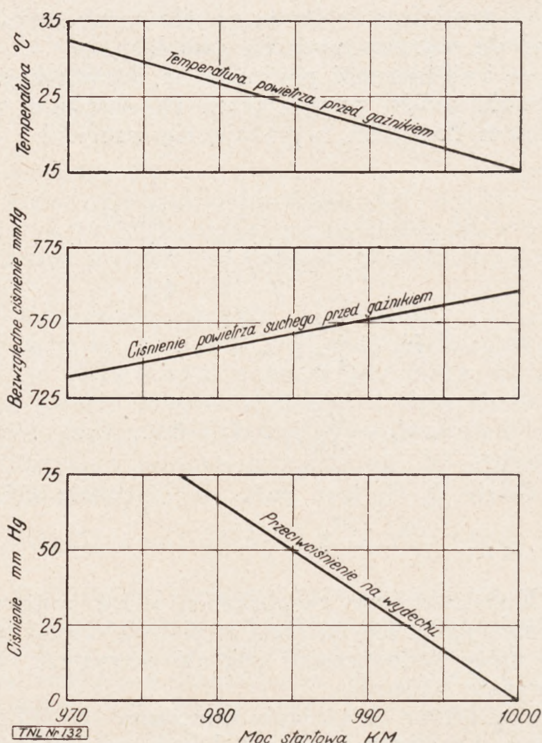
Gwiazdowy silnik lotniczy chłodzony powietrzem znalazł zastosowanie w większości nowoczesnych samolotów w U.S.A. dzięki małemu ciężarowi jednostkowemu jego kompletnej instalacji, połączonemu z jego niezawodnością i ekonomią. W miarę wzrostu mocy uzyskiwanej z jednostki objętości skokowej silnika zaznaczyła się wyraźnie różnorodność charakterystyk użytkowych poszczególnych typów silników, przez co i wymagania w stosunku do ich instalacji stały się siłą rzeczy bardziej zróżniczkowane.

Dla uniknięcia komplikacji związanych z tą różnorodnością za podstawę rozważań obrany został silnik Wright Cyclone Model GR-1820 G-2. Ciężar tego silnika wynosi 530 kg, w czym zawarte są ciężary: reduktora (o przekładni 16:11), ekranowanych świec i instalacji zapłonowej, automatycznego regulatora składu mieszanki, gaźnika, automatycznego smarowania skrzynek zaworowych, elementów mocujących piastę śmigła, deflektorów powietrza na głowicach i cylindrach, kolanek wydechowych na głowicach cylindrów, napędu prądnicy, rozrusznika, pompy paliwowej, pompy próżniowej, regulatora śmigła sterowanego o stałej szybkości, dwu synchronizatorów K.M., pompy hydraulicznego napędu chowanego podwozia, pompy automatycznego pilota i licznika obrotów. W poniżej umieszczonej tabelce zestawione są ciężary poszczególnych grup instalacji tego silnika, zabudowanego na typowym nowoczesnym samolocie komunikacyjnym:

Zestawienie ciężarów typowej instalacji silnika

(wszystkie części przed przegrodą ogniową)

Silnik	527.50	kg
Smigło	168.30	„
Osłony (wewn. i zewn.) . . .	32.20	„
Łoże silnikowe	23.10	„
Kolektor spalin i podgrzewacz powietrza gaźnika	39.70	„
Chwyt powietrza gaźnika i zawór regulujący	10.20	„
Chłodnica oleju, zawieszenie i przewód doprowadzający powietrze	13.60	„
Rurki i złącza przewodów olejowych	5.90	„
Rurki i złącza przewodów paliwowych	3.85	„
Prądnica	15.90	„
Rozrusznik	14.50	„
Różne inne urządzenia . . .	12.50	„
Razem	867.25	kg

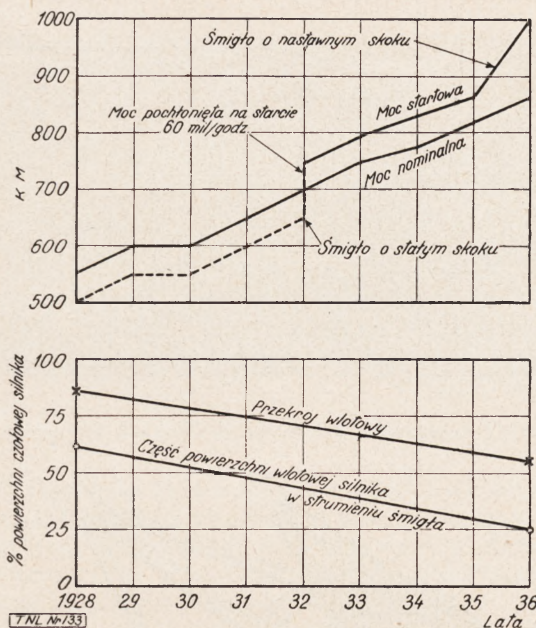


Rys. 1. Zależność mocy silnika od warunków pracy.
Warunki wzorcowe: temperatury głowic cylindrów 204° max, temperatury podstaw cylindrów 169° max, najlepszy skład mieszanki.

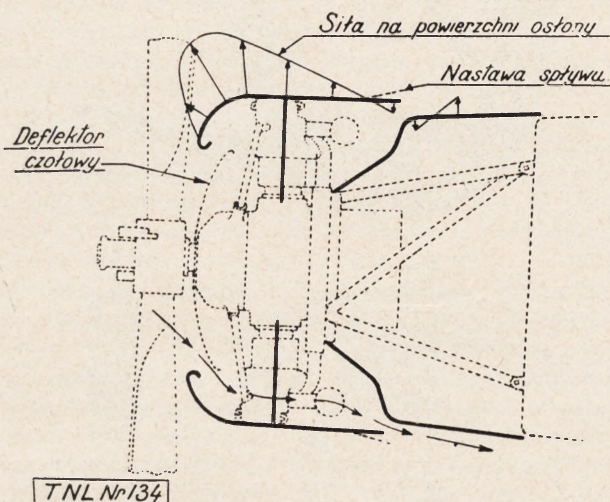
Silnik rozwija moc startową 1000 KM przy 2200 obr/min i moc nominalną 850 KM przy 2100 obr/min. i wysokości nominalnej 1750 m. Moc tę silnik daje w warunkach użytkowania w atmosferze wzorcowej przy: temperaturze powietrza w gaźniku 15,5°, ciśnieniu powietrza u wlotu gaźnika i w rurze wylotowej 760 mm słupa rtęci, 75% wilgotności względnej powietrza, najlepszej regulacji składu mieszanki paliwowej, temperaturze głowic mierzonej przy świecy, nie przekraczającej 204° i temperaturze tuleji cylindrów 149°. Odchylenia od powyższych warunków normalnych wywołują zmianę mocy (patrz rys. 1). Na zmiany ciśnienia atmosferycznego i wilgotności powietrza nie mamy oczywiście żadnego wpływu, natomiast wszystkie inne czynniki mogą być przez nas, przy prawidłowo zaprojektowanej instalacji silnikowej, w szerokim zakresie regulowane.

Chłodzenie silnika

Prawdopodobnie najbardziej kłopotliwym problemem w instalacji silnika jest zadowalające rozwiązanie chłodzenia silnika. Dość paradoksalnie — dwa czynniki, które w głównej mierze przyczyniły się do polepszenia osiągów samolotów, skomplikowały zagadnienia chłodzenia. Po pierwsze, zmniejszenie oporu czołowego, osiągnięte dzięki stosowaniu osłon pierścieniowych N.A.C.A. o mniejszym przekroju wlotowym, oraz po drugie, mniejsza skuteczność tej części łopatki śmigła o zmiennym skoku, która pracuje w obrębie przekroju wlotowego osłony, spowodowały wydatne zmniejsze-

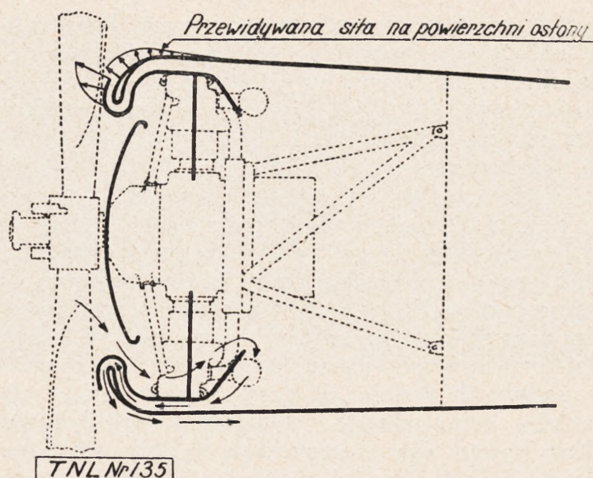


Rys. 2. Wzrost mocy i spadek intensywności chłodzenia, towarzyszące rozwojowi silnika Wright-Cyclone.



Rys. 3. Normalne okapotowanie N.A.C.A.

nie strumienia powietrza, opływającego silnik. Rys. 2 obrazuje kształtowanie się tej tendencji pogarszania naturalnych warunków chłodzenia silnika w przeciągu kilku ostatnich lat. W 1928 roku przekrój wlotowy osłony pierścieniowej silnika Cyclone wynosił 85% całkowitej powierzchni czołowej silnika. W 1936 r. przekrój ten zmalał do 55% tej powierzchni. W 1928 r. część powierzchni czołowej silnika, znajdująca się w strumieniu śmigłowym, wynosiła 60% jego całkowitej powierzchni czołowej, podczas gdy w 1936 r., wskutek zmniejszenia przekroju wlotowego osłony i odsunięcia w śmigle o zmienionym skoku skutecznej części łopatki od piasty śmigła, liczba ta spadła do 25%. W tym okresie zmniejszania oporów czołowych i wzrostu wydajności śmigła, moc silnika wzrosła więcej niż o 80%, przy braku równoczesnego wydatniejszego wzrostu szybkości lotu, przy której używana jest moc nominalna. Ten okres



Rys. 4. Osłona syst. Wright o zwrotnym przepływie.

rozwoju silnika omówiony jest w pracy, przedstawionej na dorocznym zebraniu S.A.E. w Detroit w styczniu 1936 przez R. W. Young'a[1]).

Rys. 3 przedstawia normalną osłonę pierścieniową N.A.C.A. o kształcie dziś używanym. Strzałki na rysunku pokazują wielkość i kierunek działania sił aerodynamicznych, działających na powierzchnię osłony. Konstrukcja ta w obecnej chwili nie zapewnia już dostatecznego przepływu powietrza w obrębie osłony przy pewnych szybkościach powietrza bez zastosowania urządzeń pomocniczych, wytwarzających strumień powietrza, który poprzednio dostarczany był przez śmigło. Najskuteczniejszym tego rodzaju urządzeniem są deflektory czołowe i nastawne segmenty na krawędzi spływu osłony, zmieniające przekrój szczeliny odpływowej powietrza, które to oba urządzenia wywołały zastrzeżenia z punktu widzenia obsługi samolotu i wyczynów.

W dążeniu do dalszego ulepszenia chłodzenia silników gwiazdowych zakłady lotnicze Wright'a zaprojektowały i obecnie przygotowują do prób w locie osłonę pierścieniową o t. zw. zwrotnym przepływie powietrza, której ogólne zasady pokazane są na rys. 4. Godne uwagi jest to, że powietrze odpływa tu w okolicy brzegu natarcia osłony do przestrzeni, w której panuje niskie ciśnienie, co powinno zapewnić przyspieszenie strumienia powietrza chłodzącego. Wpływ na opór czołowy samolotu jest tu problematyczny, lecz wskutek wyeliminowania oporów i zaburzeń przepływu, powstających w szczelinie odpływowej osłon pierścieniowych N.A.C.A., przy tym rozwiązaniu nie napotka się przypuszczalnie poważniejszego zmniejszenia szybkości samolotu. Wyników tych prób jeszcze nie otrzymano.

---

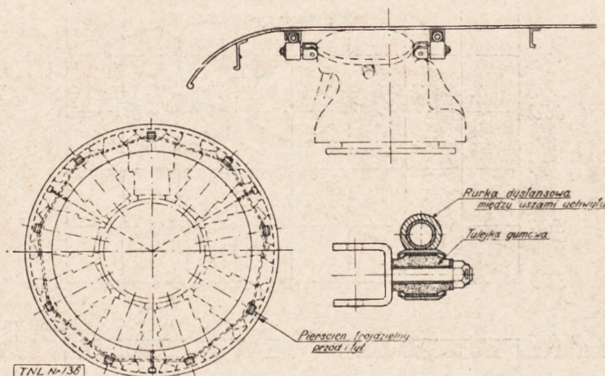
[1]) „Air-Cooled Radial Aircraft-Engine Performance Possibilities", S. A. E. Journal, June 1936, str. 234 — 256. Wyjątki z tego artykułu były tłomaczone w Techn. Now. Lotn.: „Nowoczesne metody regulacji składu mieszanki podczas lotu", maj (str. 103—107), i czerwiec 1936 (str. 130—134) oraz „Paliwo o liczbie oktanowej 100" wrzesień 1936 (str. 194—202).

Niezależnie od zagadnienia samej konstrukcji należy przypomnieć, że osłona pierścieniowa silnika ma również na celu zapewnienie dostatecznego chłodzenia wielu części instalacji silnika poza samymi cylindrami. Takie elementy, jak końcówki świec, iskrowniki, przewody paliwowe, kolektory spalin, rury ssące, chwyty powietrza gaźnika i chłodnicy oleju, muszą być chronione przed nadmiernym nagrzaniem. Maksymalne dopuszczalne temperatury tych elementów będą w dalszym ciągu wyszczególnione w rozdziale: „Próby na ziemi i w locie". Temperatury powyższe mogą być utrzymane w żądanych granicach przy zapewnieniu warunków minimalnego strumienia chłodzącego, określonego dla wszystkich typów silników. Miarę intensywności strumienia chłodzącego dla silnika Cyclone określa różnica ciśnień między wlotem i wylotem powietrza z deflektorów, która wynosi 25,4 mm słupa wody dla silnika pracującego na ziemi, obciążonego śmigłem i zdławionego na 1300 obr/min, i 76,2 mm słupa wody w locie na mocy nominalnej, przy obrotach nominalnych. Rys. 5 pokazuje sposób zamocowania osłony na skrzynkach zaworowych silnika za pośrednictwem gumowych tulejek.

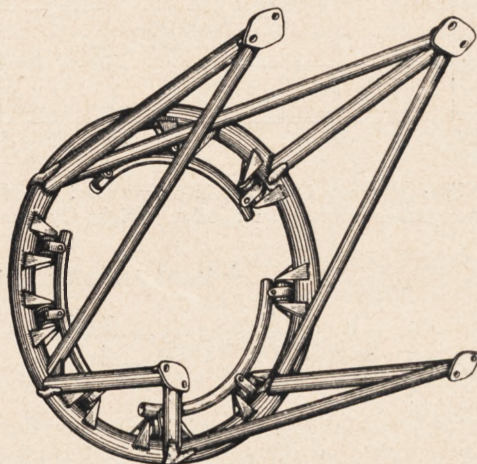
Łoże silnikowe

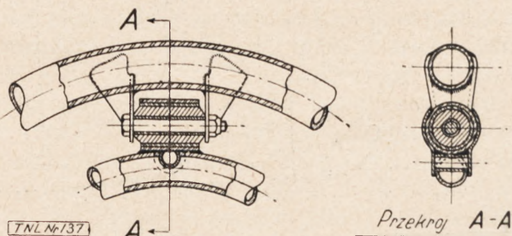
Elementem, któremu należy poświęcić dużo uwagi, jest łoże silnikowe. Jest rzeczą ogólnie znaną, że z punktu widzenia ciężaru, wytrzymałości, pewności, dostępności i kosztu, najkorzystniejszym typem łoża jest łoże wykonane z rur stalowych. Obok wymaganej wytrzymałości, łoże silnikowe powinno być dostatecznie sztywne, a jego pręty muszą być tak ustawione, żeby wszystkie akcesoria silnikowe były łatwo dostępne dla wymontowania, kontroli, oraz usunięcia usterek. Musi ono być łatwo wymontowalne i pewnie zamocowane na przegrodzie ogniowej. Zamocowanie to musi zawierać element pochłaniający drgania, pochodzące od silnika.

Na rys. 6 pokazane jest tego rodzaju łoże, które okazało się zadowalające w praktyce. Tulejki gumowe w końcówkach łap łoża silnikowego pozwalają na regulowanie stopnia sprężystości zawieszenia za pomocą zmiany twardości gumy lub wielkości jej przekroju w wypadku, gdy częstotliwość drgań własnych zespołu silnikowego wpada w zakres obrotów użytkowych silnika. Niewyważenie silnika, pochodzące od sił masowych pierwszego i drugiego stopnia, oraz drgania skrętne, pochodzące od okresowej zmienności momentu obrotowego silnika GR-1820G-2, nie są kłopotliwe w samolocie, w którym częstotliwość drgań własnych jego konstrukcji nie pokrywa się z częstotliwością sił wzbudzających, pochodzących od silnika lub od śmigła. Dużo wskazówek o skłonności do rezonansu drgań własnych konstrukcji samolotu z drganiami wymuszonymi pochodzącymi n.p. od silnika, możemy uzyskać przez wywołanie w niej drgań wzbudzonych

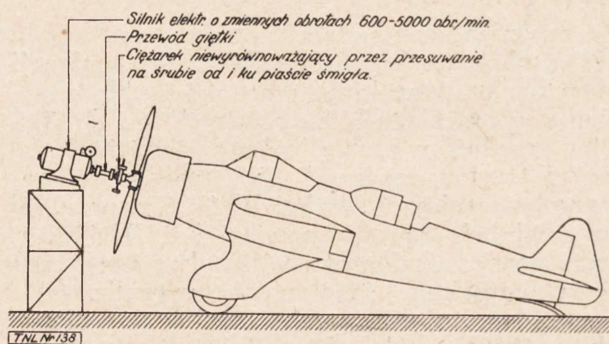


Rys. 5. Zamocowanie osłony na skrzynkach zaworowych.



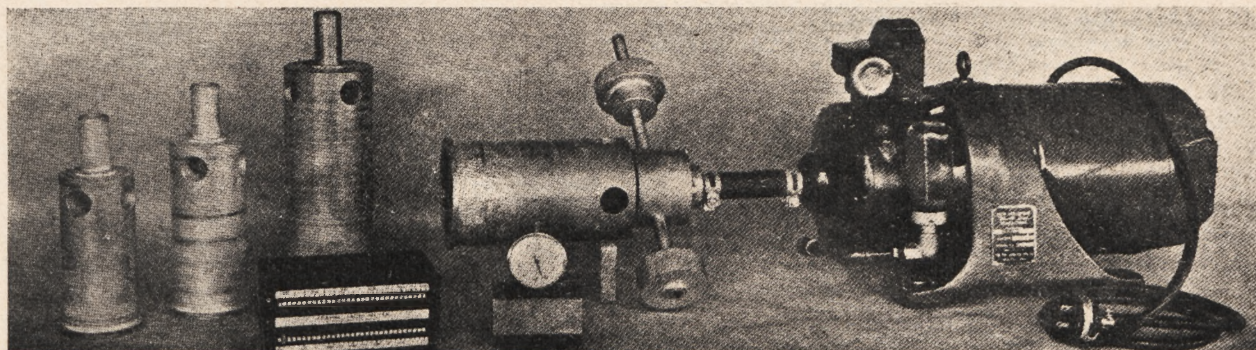


Rys. 6. Typowe łoże silnikowe z tulejkami gumowymi między śrubami mocującymi silnik a pierścieniem łoża.



Rys. 7. Wzbudzanie drgań w konstrukcji samolotu.

zapomocą mas niezrównoważonych, obracających się na czopie śmigłowym wału silnika. Rys. 7 wskazuje sposób przeprowadzenia próby. Na rys. 8 pokazane są szczegóły takiego urządzenia, składającego się z zamocowanej na piaście śmigła specjalnej nakrętki z czopem, na którym ob-



Rys. 8. Szczegóły urządzeń do wzbudzania i pomiaru drgań.

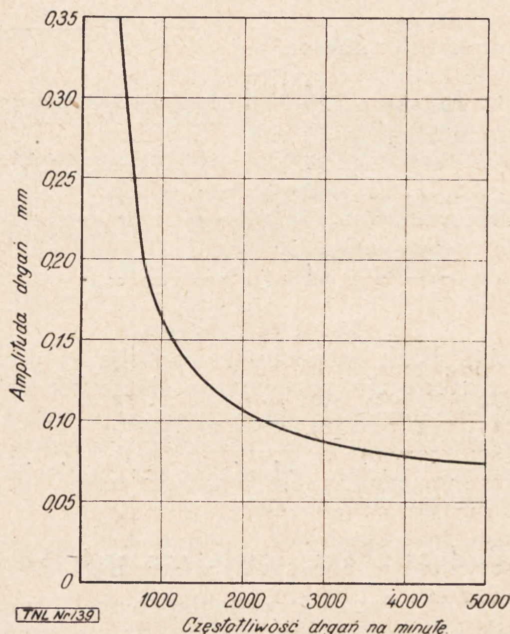
sadzone są na łożyskach kulkowych niewyrównoważone ciężarki, napędzane przy pomocy wałka giętkiego silniczkiem elektrycznym o obrotach zmiennych w granicach 600 do 5000 obr/min. Sposób przeprowadzenia próby jest następujący:

Należy tak ustalić położenie niewyrównoważonych ciężarków, ażeby wywołać żądaną amplitudę w obrębie całego zakresu obrotów od 600 obr/min do ilości równej podwójnej ilości maksymalnych obrotów silnika. Przy każdym przyroście obrotów należy pomierzyć amplitudy na różnych siedzeniach kabiny i na innych częściach konstrukcji wykazujących nadmierne drgania. Pokazany na rys. 8 czujnik doskonale odpowiada swojemu celowi. Jest to normalny tarczowy czujnik, osadzony na stalowym bloku o podstawie z musu gumowego.

Przed próbami w locie należy sprawdzić bardzo starannie wyważenie śmigła, usunąć odchyłki końców łopatek od płaszczyzny jego obrotów (t. zw. „bicie" śmigła) i uzgodnić nastawienie poszczególnych łopatek, zaś w silniku należy starannie sprawdzić regulację gaźnika i zapłonu. Między silnikiem a kadłubem samolotu nie powinno być żadnego połączenia sztywnego, jak na przykład pomiędzy częściami kolektora spalin, osłon, napędów, sterowania i przewodów.

Urządzeniem zastępującym elektryczny silniczek o zmiennych obrotach, użyty w czasie prób na ziemi, jest tu wibrograf, pokazany na rys. 8. Wibrograf powinien obejmować dostateczny zakres częstotliwości, pozwalający na wykazanie drgań łopatek śmigłowych lub drgań silnikowych drugiego stopnia, w zależności od tego, które z nich są większe. W czasie lotu należy stopniowo podwyższać obroty silnika, pokrywając w ten sposób normalny zakres obrotów, na jakich jest on użytkowany, i odczytywać na liczniku obrotów silnika obroty, przy których wystąpią drgania o częstotliwości, mierzonej wibrografem, i amplitudzie, wskazywanej przez czujnik. Zazwyczaj sprawdza się tylko takie elementy konstrukcyjne, z którymi styka się pilot lub pasażerowie, jak na przykład siedzenia, dźwignie napędów i t. p.

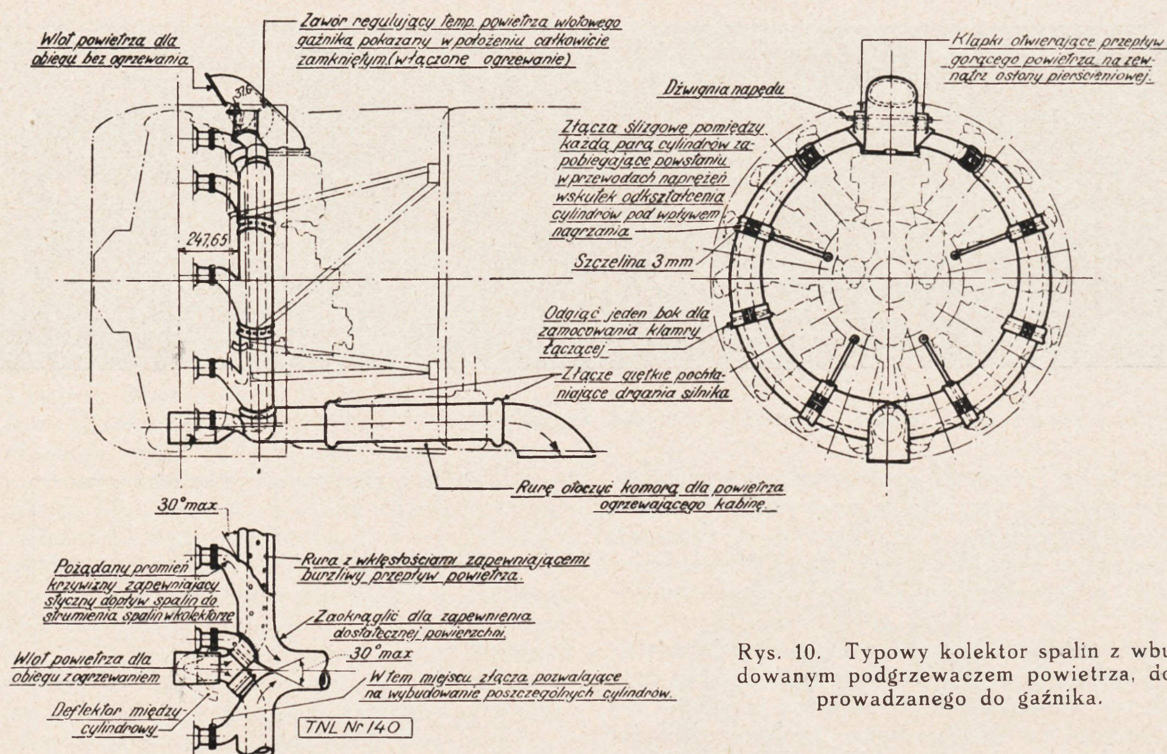
Na rys. 9 widzimy krzywą, która ujmuje wyniki poddania szeregu osób próbie na drgania, w czasie której stwierdzono, w jakich warunkach powodują one niemiłe ich odczuwanie. Krzywa ta jest omówiona w sprawozdaniu Nr. 1637 Aeronautical Research Committee, przez p. Constant. Jeżeli amplituda obserwowanych drgań jest większa od odpowiedniej rzędnej krzywej z rys. 9, wówczas drgania mogą być uważane za szkodliwe pod warunkiem, że niepożądana częstotliwość pojawi się w obrębie zakresu obrotów użytkowych silnika.



Rys. 9. Zależność między częstotliwością drgań a graniczną amplitudą, niemile oddziałującą na organizm.

Zmiana sprężystości gumowych tulejek zawieszenia łoża silnikowego wywołuje normalnie większe zmiany w charakterze drgań, niż jakiekolwiek inne modyfikacje. Ogólnie można powiedzieć, że zwiększona sprężystość, uzyskana przez zastosowanie gumy, powoduje zmniejszenie zarówno częstotliwości jak i amplitudy niepożądanych drgań.

Trzyramienne śmigła dają zazwyczaj mniejsze drgania aniżeli dwuramienne, szczególnie w wypadku, gdy niepożądane drgania pojawiają się w czasie lotu wznoszącego i zakrętów

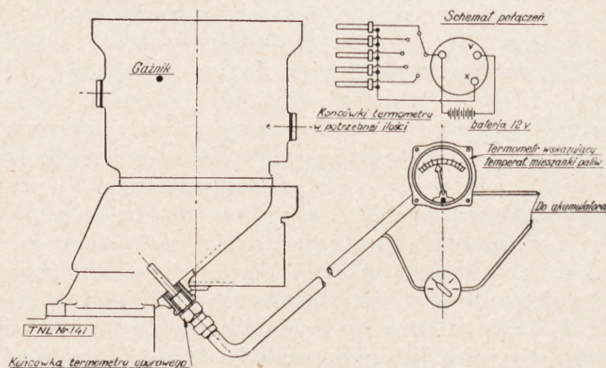


Rys. 10. Typowy kolektor spalin z wbudowanym podgrzewaczem powietrza, doprowadzanego do gaźnika.

(wiraży). Brak sztywności kadłuba w pobliżu łoża silnikowego, zarówno na gięcie jak i skręcanie, ma tendencję do wywołania nieprzyjemnych uderzeń o niskiej częstotliwości, które wyeliminować można jedynie przez napięcie lub usztywnienie konstrukcji.

Podgrzewacz powietrza gaźnika

Rozwój urządzeń, zapobiegających tworzeniu się lodu w gaźniku, szczególnie w ostatnich latach, w których coraz bardziej ulepszony sprzęt lotniczy umożliwił normalne użytkowanie samolotu w czasie deszczu, niepogody i śniegu, jest wynikiem wielostronnych badań. Powodem tworzenia się lodu w gaźniku jest zawsze w dużej mierze jakiś zasadniczy błąd w konstrukcji gaźnika. Odparowanie paliwa, opuszczającego rozpylacze gaźnika, powoduje spadek temperatury w tym miejscu gaźnika o 22 do 44°, zależnie od lotności użytego paliwa, stosunku paliwo-powietrze w składzie mieszanki i innych czynników. Gdy wchodzące powietrze posiada pewną określoną temperaturę i dostateczną wilgotność, następuje oblodzenie przepustnicy gaźnika i w wyniku tego spadek mocy silnika. Trudność ta została przezwyciężona przez wbudowanie podgrzewacza powietrza wlotowego gaźnika, zdolnego do utrzymania temperatury powietrza równej 38° w czasie użytkowania silnika przy temperaturach otoczenia niższych od — 18°. Typowy podgrzewacz pokazany jest na rys. 10. Urządzenie podgrzewające składa się z dwu rur o średnicy 75 mm wbudowanych w obwód kolektora spalin i połączonych z chwytem powietrza gaźnika. Odpowiednie klapy regulują temperaturę powietrza wchodzącego do gaźnika, wyłączając podgrzewacz w wypadku nadmiernego ogrzania powietrza wlotowego, celem zapewnienia wentylacji rurkom podgrzewacza, gdy potrzebne jest tylko zimne powietrze dla gaźnika. Przegrzanie powietrza powoduje stratę mocy silnika, jak to widać na rys. 1, i jeśli jest ono nadmierne, wówczas objawia się detonacją, przepalaniem tłoków, wysoką temperaturą oleju i cylindrów, co przy dłuższym trwaniu takiego podgrzewania doprowadza do poważniejszych uszkodzeń silnika. Pokazany na rys. 11 termometr, zbudowany na zasadzie termopary, wskazujący temperaturę mieszanki paliwowej, stanowi środek, umożliwiający ograniczenie tego podgrzewania do koniecznego minimum. W razie pojawienia się oblodzenia gaźnika, pilot potrzebuje jedynie zapewnić dostarczenie dostatecznej ilości ciepła dla utrzymania temperatury wyższej od temperatury zamarzania (1,7 — 4,5°).



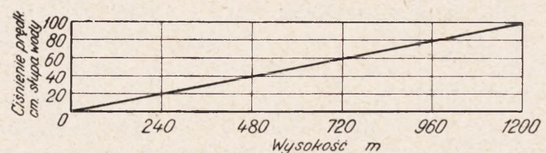
Rys. 11. Urządzenie do pomiaru temperatury mieszanki paliwa z powietrzem.

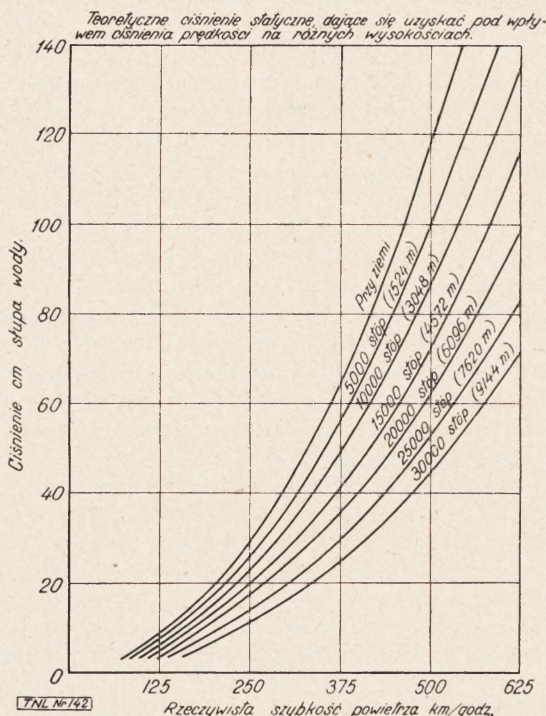
Dużym postępem w rozwoju gaźnika stało się zbudowanie gaźnika, w którym żadna część nie jest narażona na zetknięcie z mieszanką paliwową i związaną z tym niską temperaturą. Obszerne próby, przeprowadzone przez zakłady Wright'a, wykazały z całkowitą pewnością, że oblodzenie w tym typie gaźnika nie pojawi się, z wyjątkiem stosunkowo rzadkiego wypadku występowania tego rodzaju warunków atmosferycznych, przy których zachodzi nawet oblodzenie skrzydeł. Wówczas podgrzanie powietrza o kilka tylko stopni wystarczy do zapobieżenia oblodzeniu gaźnika. Szczegóły tego gaźnika nie są jeszcze dostępne dla publikacji.

Kolektor spalin

Nadciśnienie w kolektorze i w przewodach spalin powoduje stratę mocy (jak wynika z wykresu na rys. 1), szybsze zużycie silnika i hałaśliwą jego pracę. Wynikła z tego wysoka temperatura całego kolektora i przewodów spalinowych przyczynia się do nadmiernego ogrzania różnych ważnych urządzeń instalacji silnikowej, znajdujących się w ich pobliżu. Starannie zaprojektowane przewody spalinowe pozwolą na wytworzenie się w nich podciśnienia, przy użytkowaniu silnika nawet na pełnej mocy. Maksymalne nadciśnienie w kolektorze nie powinno przekraczać 150 mm słupa wody. Następujący wzór daje zadowalającą wskazówkę dla obliczania potrzebnego przekroju przewodów odprowadzających spaliny: Powierzchnia przekroju (w mm^2) $=$ 25,8 $\times$ maksymalna moc 1 cylindra $\times$ ilość cylindrów, których wyloty spalin łączą się z obliczanym odcinkiem przewodów (segmentem kolektora). Jeśli w przewody wbudowane są rury podgrzewacza powietrza, należy spółczynnik zwiększyć do 29 dla skompensowania dodatkowego tarcia, jakie się wówczas pojawi.

Wylot spalin z każdego cylindra powinien mieć kierunek możliwie najbliższy stycznej do kierunku strumienia spalin w przewodzie. Kolektor powinien być umieszczony możliwie daleko od karteru silnika, najlepiej w jednej linii z wylotami spalin cylindrów, dla zapewnienia korzystnego strumienia powietrza chłodzącego. Żadna jego część, poza kolankami łączącymi go z cylindrami nie powinna być bliżej niż o 40 mm od jakiejkolwiek części silnika; większe odległości są pożądane ze względu na przewody zapłonowe. Z powodu równomierności odkształceń pod wpływem temperatury spalin wskazany jest dla przewodów spalinowych przekrój kołowy. Pomiędzy cylindrami powinny być umieszczone złącza, pozwalające na rozszerzanie i kurczenie się przewodów. W połączeniach spawanych nie należy dopuszczać istnienia ostrych krawędzi i narożników, dając na spojenie zaokrąglenia o minimalnym promieniu 13 mm dla uniknięcia uszkodzeń, wywołanych działaniem karbu i lokalnego przegrzania. Wszelkie szwy spawane powinny być wewnątrz





Rys. 12. Wpływ ciśnienia prędkości na wysokość przy której silnik daje moc nominalną.

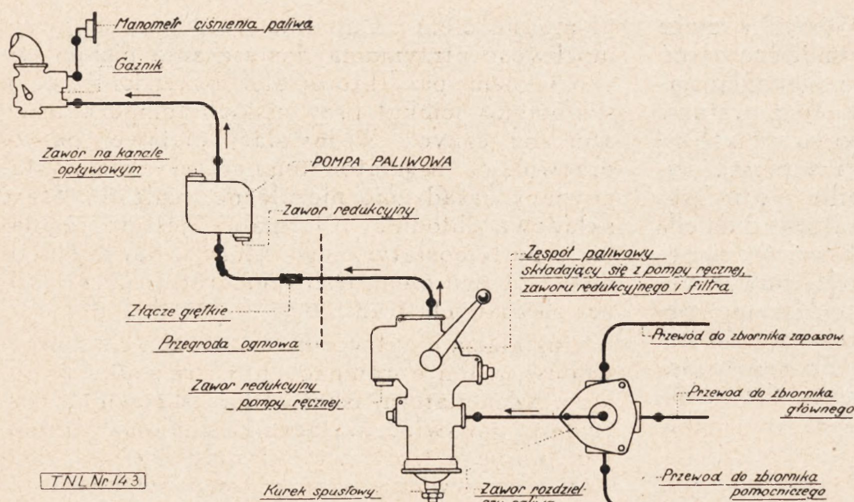
przewodów spalinowych zupełnie gładkie. Rys. 10 przedstawia typowy kolektor spalin.

Urządzenie zasilające gaźnik powietrzem

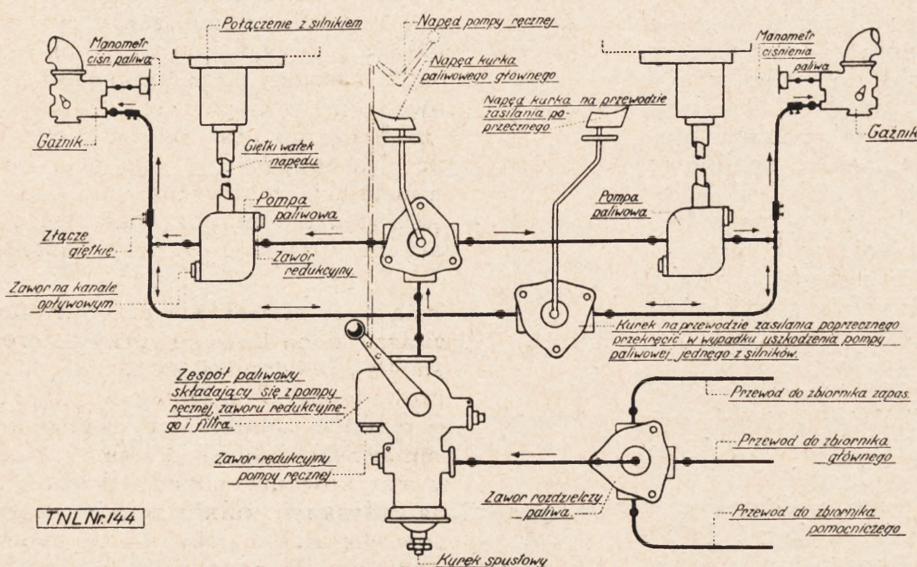
Jednym z najważniejszych elementów układu zasilającego gaźnik powietrzem jest chwyt powietrza, którego głównym zadaniem jest zapewnienie maksymalnego ciśnienia prędkości pobieranego powietrza, minimalnego podwyższenia temperatury i zapobieżenie dostawaniu się do gaźnika zanieczyszczeń, odrzucanych w czasie startu przez obracające się śmigło.

Rys. 12 wykazuje przyrost mocy silnika, jaki możnaby osiągnąć przy pełnym wykorzystaniu ciśnienia prędkości. Tak na przykład wysokość nominalna silnika GR-1820G-2 wzrosłaby z 1760 m na 2190 m w samolocie, którego szybkość maksymalna wynosiłaby 400 km/godz na wys. 1760 m, gdybyśmy mogli osiągnąć teoretyczne ciśnienie prędkości. Nagół, możliwe jest przy dobrze zaprojektowanym chwycie powietrza zaledwie 80% teoretycznej wartości tego ciśnienia.

Miejsca o maksymalnym ciśnieniu prędkości, minimalnej temperaturze i najmniejszej możliwości wchłonięcia zanieczyszczeń, znajdują się na górnej powierzchni pierścienia N.A.C.A., tuż przed brzegiem spływu osłony i wewnątrz pierścienia osłony przed górnymi cylindrami.



Rys. 13. Instalacja paliwowa na samolocie jednosilnikowym.



Rys. 14. Instalacja paliwowa na samolocie dwusilnikowym.

Obydwa te miejsca nadają się dobrze do zainstalowania chwytu powietrza dla gaźnika dolnossącego. Powierzchnia wlotowa chwytu powietrza powinna być conajmniej o 10% większa od całkowitej powierzchni gardzieli gaźnika. Odpowiednie połączenia i zaworki powinny być przewidziane dla urządzenia podgrzewającego powietrze wlotowe gaźnika.

Instalacja paliwowa

Zadaniem każdej instalacji paliwowej jest zapewnienie nieprzerwanego dopływu do gaźnika paliwa o właściwym ciśnieniu i temperaturze we wszelkich warunkach użytkowania silnika. Rys. 13 i 14 pokazują typowe sposoby zasilania paliwem układu jedno i dwusilnikowego. Przewody z każdego zbiornika paliwa połączone są z wielodrogowym kurkiem rozdzielczym. Połączenie we wspólnym korpusie filtru, pompki ręcznej i zaworka zwrotnego jest szeroko używane jako środek umożliwiający zmniejszenie ilości złącz, uchwytów i rurek, a równocześnie zapewniający większą przejrzystość i dostępność instalacji silnikowej. Pompka paliwowa, posiadająca zaworek zwrotny i kanał opływowy, pozwalający na przepływ paliwa z jej ominięciem, może być umieszczona bezpośrednio na silniku lub też napędzana przy pomocy wałka giętkiego. Napędu na odległość używamy tam, gdzie chcemy pompkę zalać, umieszczając ją na wysokości bliskiej najniższego poziomu paliwa w zbiorniku, przez co zmniejszamy wysokość ssania pompki, a dzięki temu możliwość powstania pęcherzy powietrza lub pary paliwowej.

Departament Handlu U.S.A. wymaga, aby wszystkie rurki i złącza przewodów paliwowych posiadały takie wymiary, przy których ilość paliwa, dopływającego do gaźnika pod normalnym ciśnieniem użytkowym, byłaby conajmniej równa podwójnej ilości, jaka jest potrzebna dla pełnej mocy startowej silnika, z założeniem jednostkowego zużycia paliwa 270 gr/KM godz. Wymagana ilość paliwa musi być dostarczana z każdego zbiornika, również przy niskim poziomie paliwa.

Poniższa tabelka może ułatwić odpowiednie dobranie wymiarów dla przewodów paliwowych:

Zużycie paliwa do 114 lit/godz. (30 gal/godz.), lub moc do 300 KM . . . . . średn. zewn. przewodu 10 mm (3/8").

Zużycie paliwa do 228 lit/godz. (60 gal/godz.), lub moc do 600 KM . . . . . średn. zewn. przewodu 13 mm (1/2").

Zużycie paliwa do 378,5 lit/godz. (100 gal/godz.), lub moc do 1000 KM . . . . . średn. zewn. przewodu 16 mm (5/8").

Podane wymiary odnoszą się do przewodów o gładkim wnętrzu i przedstawiają wielkość średnicy wewnętrznej przewodów giętkich. Pęcherze powietrza tworzą się wskutek przedostania się powietrza do wnętrza przewodów, pęcherze parowe zaś wskutek wytwarzania się

w przewodach pary paliwa. Punkt wrzenia benzyny można obniżyć przez zmniejszenie ciśnienia atmosferycznego na nią działającego, jak to się dzieje, gdy w przewodach powstanie za silne ssanie od pompki paliwowej, bądź od podciśnienia w dyszy gaźnika. Przyśpiesza powstanie pęcherzy pary paliwa intensywne ssanie połączone z wysoką temperaturą. Trzecim czynnikiem, przyśpieszającym tworzenie się pęcherzy parowych, jest wysokość, która z powodu niskiego ciśnienia atmosferycznego powoduje wrzenie paliwa przy niższej temperaturze. Dlatego używane w lotnictwie amerykańskim benzyny lotnicze, przy których 10% destyluje już w temperaturach leżących około 60°, mogą przyczynić dużo kłopotów z powstawaniem pęcherzy parowych, o ile nie zapewni się utrzymania temperatury paliwa w przewodach poniżej tej krytycznej wartości. W przewodach paliwowych należy unikać kolanek, leżących w płaszczyźnie pionowej. Wskazane jest używanie pompek paliwowych zdolnych do wywołania silnego ssania, np. typu paletkowego, umożliwiających szybkie usunięcie nagromadzonego w przewodach powietrza. Ciśnienie paliwa winno być mierzone przy samym gaźniku. W razie użycia manometru o bardzo cienkiej rurce doprowadzającej (typu kapilarnego), należy do odczytu wprowadzić poprawkę na różnicę poziomów pomiędzy gaźnikiem i manometrem, odejmując 0,069 kg/cm² na każdy metr różnicy wysokości (manometr wyżej od gaźnika).

Instalacja olejowa

Normalna instalacja olejowa składa się ze zbiornika oleju, połączonego z silnikiem przewodami doprowadzającym i odprowadzającym olej, oraz przewodem odpowietrzającym, przez który powietrze ze zbiornika dostaje się do karteru silnika, odpowietrzanego przez specjalne otwory. Do regulowania temperatury oleju służy chłodnica oleju, wbudowana w przewód odprowadzający olej ze silnika. Ilość ciepła pochłaniana przez olej w silniku GR-1820G-2 wynosi w przybliżeniu 355 Kal/min i jeśli nie zapewnimy wystarczającego rozproszenia tego ciepła spotkamy się z zaburzeniami i stratą mocy.

Wymagana przez Departament Handlu ilość 1 litra oleju na 16 litrów paliwa, uzupełniona przez minimum oleju umożliwiające jeszcze użytkowanie silnika, podane przez wytwórnię silników, stanowi dostateczne zaopatrzenie w olej przy normalnie maksymalnym jego zużyciu. W silnikach Wright'a minimalna wymagalna ilość oleju wynosi 7,6 l dla 300 KM, 11,4 l dla 500 KM, 15,2 l dla 700 KM i t. d., przy czym ilość ta jest proporcojnalna do ilości ciepła, odprowadzanego przez olej. W zbiorniku należy przewidzieć pozostawienie wolnej przestrzeni nad olejem, wynoszącej co najmniej 10% pojemności zbiornika, na rozszerzanie się ogrzanego oleju, nierównomierność obiegu oraz spienienie się oleju. Chłodnica powinna zapewnić możliwość utrzymania dostatecznie niskiej wiskozy oleju, przy której olej by w jej rurkach swobodnie ściekał przy niskich temperaturach atmosferycznych. W instalacji olejowej, należy przewidzieć regulator temperatury oleju, stanowiący urządzenie niezależne, bądź też część składową chłodnicy. Normalnie jest to regulator typu temostatycznego, który wyłącza chłodnicę z obiegu oleju, jeśli temperatura leży poniżej zalecanych granic 60° — 70°.

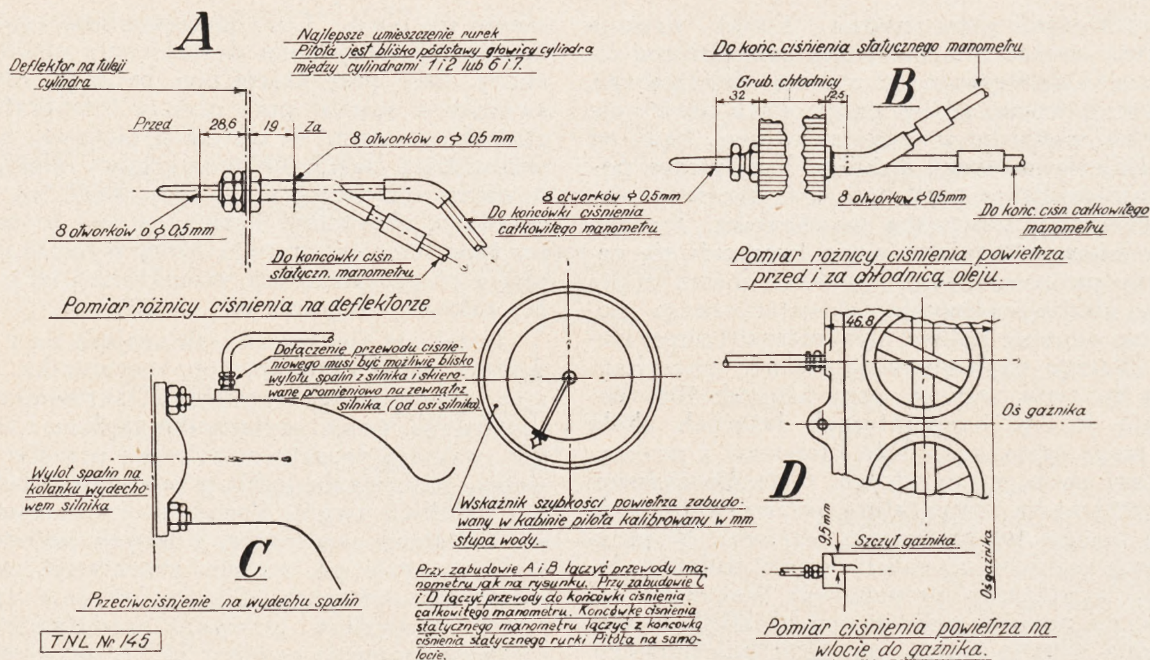
Instalacja elektryczna, składająca się z przewodów, osłon ekranujących, rozrusznika, prądnicy, akumulatora, iskrownika, iskrownika rozruchowego, świec, wyłącznika zapłonu i termopar, wymaga troskliwej ochrony przeciw umasieniu, przerwaniu kabli przewodów i powstaniu krótkich zwarć. Pożądane jest umieszczanie instalacji zapłonowej i innych przewodów elektrycznych po stronie przeciwnej, aniżeli przewody paliwowe, dla zmniejszenia ryzyka ognia. Wszystkie przewody prądu wysokiego i niskiego napięcia powinny być zgrupowane oddzielnie i prowadzone w pancerzach, zapobiegających ich uszkodzeniu oraz tworzących ich zaekranowanie. Na przegrodzie ogniowej powinny być dla instalacji elektrycznej umieszczone skrzyneczki z gniazdkami, pozwalającymi na szybkie rozłączenie przewodów przy zmianie silnika.

Napędy służące do sterowania przepustnicy gaźnika, powietrza dodatkowego, przyspieszenia zapłonu, śmigła i podgrzewacza gaźnika, powinny być prowadzone w kadłubie w pobliżu osi poziomej i pionowej silnika w celu udzielenia im jaknajmniejszych drgań przez silnik. Najlepsze są w użytkowaniu napędy drążkowe montowane na łożyskach kulkowych. W razie użycia napędów giętkich należy im zapewnić dostateczne napięcie dla zapobieżenia zwisom opóźniającym reakcję silnika.

Dla silników sprężarkowych należy przewidzieć zastawki dla ruchu rączki gazu celem niedopuszczenia do przekroczenia dopuszczalnych obrotów w czasie użytkowania silnika poniżej wysokości nominalnej i uniknięcia możliwych uszkodzeń z tego powodu.

Akcesoria

Ciągle wzrastające zapotrzebowanie na dodatkowe urządzenia pomocnicze silnika nasunęło konieczność przewidzenia przez wytwórnie silników licznych dodatkowych napędów. Napędy te są siłą rzeczy ograniczone pod względem zużywanej przez nie części mocy silnika. Dla każdego napędu należy zwrócić szczególną uwagę na dobre smarowanie, odprowadzenie zbytecznego oleju, oraz takie poprowadzenie napędu, przy którym nie byłaby ograniczona swoboda działania innych urządzeń silnikowych. Dostawca akcesorii powinien z tego względu ściśle współpracować przy zabudowaniu jego wyrobów na silniku.



Rys. 15. Polecone metody zabudowy przy pomiarach ciśnienia.

Próby na ziemi i w locie

Pomimo starannego projektowania żadnej instalacji silnikowej nie można uważać za zadowalającą, póki tego nie potwierdzą wyczerpujące próby na ziemi i w locie. Jedną z głównych wad niektórych amerykańskich samolotów jest niezdatność silnika do zadowalającego użytkowania go podczas lata. Istnienie takiego stanu jest pożałowania godne wobec tego, że wyczerpująca wstępna próba użytkowności silnika wymaga stosunkowo krótkiego czasu i niewielkich kosztów. Wyposażenie konieczne do prób jest następujące (gwiazdki wskazują przyrządy należące do normalnego wyekwipowania większości samolotów).

1*. Licznik obrotów (obr/min).
2*. Manometr ciśnienia ładowania (mm słupa rtęci).
3*. Manometr ciśnienia oleju (kg/cm²).
4*. Termometr na dopływie oleju (°C).
5*. Manometr ciśnienia paliwa (kg/cm²).
6*. Termometr na dopływie mieszanki (°C).
7*. Termopary głowicy i tulei cylindra (°C).
8*. Termometr temperatury powietrza atmosferycznego (°C).
9. Termometr na wypływie oleju (°C).
10. Termometr na wlocie powietrza do gaźnika (°C).
11. Manometr wodny ciśnienia powietrza przy wlocie do gaźnika (mm słupa wody).
12. Manometr wodny nadciśnienia w przewodach spalinowych (mm słupa wody).
13. Manometr wodny ciśnienia statycznego przed i za deflektorami (mm słupa wody).
14. Manometr wodny ciśnienia statycznego przed i za chłodnicą oleju (mm słupa wody).
15. Temperatura za silnikiem w przedziale silnika (°C).
16. Temperatura końcówki przewodu przy świecy (°C).
17. Temperatura osłony lub cewki iskrownika (°C).
18. Temperatura przewodów paliwowych przy gaźniku (°C).

Uwaga: Wszystkie manometry mierzące ciśnienie statyczne należy połączyć z końcówkami ciśnienia statycznego w rurkach Pitota.

ad. 9. termometr na wypływie oleju z silnika zakłada się jedynie, gdy występują zakłócenia w chłodzeniu oleju.

ad. 11. pomiar ten ma ustalić wartość ciśnienia prędkości w chwycie powietrza i moc silnika na wysokości.

ad. 12. pomiar ten ma dać średnią wartość nadciśnienia, oraz określić stratę mocy zgodnie z rys. 1.

ad. 13 i 14. pomiar ten ustali przepływ powietrza koło cylindrów i przez chłodnicę oleju.

Konieczność pozostałych pomiarów tłomaczy się sama przez się.

Rys. 15 pokazuje korzystny sposób zabudowania poszczególnych przyrządów do pomiarów ciśnienia. Staranne wycechowanie wszystkich przyrządów przed próbami silnika jest konieczne i może zapobiec kosztownym zmianom robionym celem poprawienia usterek, które w rzeczywistości wcale nie istnieją i są tylko wynikiem złego wycechowania przyrządów. Po wypróbowaniu silnika według załączonych do niego instrukcji, próby na ziemi powinny być prowadzone przy stopniowym podwyższaniu obrotów na 600, 800, 1000 i 1200 obr/min pod warunkiem, że nie zostanie przekroczona madopuszczalna temperatura cylindrówlub oleju.

Próby w locie powinny być wykonane przy pełnym obciążeniu, przy użyciu pełnej mocy startowej na starcie, oraz mocy nominalnej w czasie wznoszenia. Wznoszenie powinno odbywać się z optymalną szybkością, przy najlepszym składzie mieszanki, i powinno być zakończone dopiero po ustaleniu się wszystkich temperatur względnie przekroczeniu ich dopuszczalnego maksymum. Loty na palier należy wykonywać na mocy nominalnej i przelotowej, sprawdzając wszystkie odczyty, przy uwzględnieniu podgrzewacza powietrza gaźnika.

W wypadku prób samolotów wielosilnikowych, należy każdy zespół silnikowy próbować na najtrudniejsze przewidziane warunki lotu.

Graniczna temperatura powietrza w czasie lotów na pomiar temperatur nie powinna przekraczać więcej niż około 22° wzrocową temperaturę powietrza, co daje przy ziemi temperaturę 38°. Chcąc wyznaczyć różne temperatury silnika w skrajnych warunkach atmosferycznych, należy do pomierzonych temperatur silnika wprowadzić poprawki, używając do ich ustalenia spółczynników z niżej podanej tabeli. Odpowiednią skrajną temperaturę silnika otrzymamy z pomierzonej temperatury silnika w sposób następujący: różnicę między temperaturą graniczną powietrza i pomierzoną na rozpatrywanej wysokości mnożymy przez spółczynnik poprawczy z tabeli i dodajemy wynik do pomierzonej temperatury silnika. Przy doborze tych spółczynników, nieco większych od innych, nieraz zalecanych, liczono się z okolicznością, że przy pewnej szybkości wzrost temperatury powietrza chłodzącego pociąga za sobą spadek masy tegoż powietrza, przepływającego między chłodzonymi częściami silnika, co zostało wykazane w pracy przedstawionej przez p. Kenneth Campbella na zebraniu SAE w czerwcu 1935 r.[1])

Miejsce	Najwyższa dopuszczalna temperatura	Poprawka
Głowica cylindra	Podaje konstruktor silnika	1,0
Cylinder	Podaje konstruktor silnika	0,7
Olej	Podaje konstruktor silnika	1,0
Końcówka świecy	120°	1,0
Twornik iskrownika	79°	0,6
Osłona twornika iskrownika	71°	0,6
Przewody paliwowe	60°	1,0

[1]) „Evaluation of Variables Influencing Air Cooling of Engines", S. A. E. Journal, November 1935, str. 401—410. Tłomaczone w Techn. Now. Lotn. z kwietnia (str. 83—89) i maja 1936 (str. 107—110).

KRONIKA
ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

Ś. P. INŻ. PILOT JERZY RZEWNICKI



Po raz drugi w ciągu tak krótkiego czasu wypełniona być musi na łamach Technicznych Nowości Lotniczych szpalta żałobnej kroniki. I tym razem odszedł od nas człowiek młody, pełen zamiłowania i niegasnącego zapału dla sprawy, której służył. A sprawą tą było lotnictwo, któremu służąc — zginął.

Inżynier z zawodu, jeden z pierwszych wychowanków grupy lotniczej Wydziału Mechanicznego Politechniki Warszawskiej, nie poprzestał na zdobyciu stopnia naukowego, uzyskując w rok później we Francji dyplom pilota cywilnego. Służył zatem łączącej nas wszystkich idei podwójnie — jako inżynier i jako lotnik. Posiadając wiadomości z dziedziny techniki, przekraczające przeciętną kompetencję pilota, przyczyniał się tym więcej do postępu naszego lotnictwa. Sumienny, ambitny i bardzo zdolny, stał zatem w rzędzie najpożyteczniejszych, niestrudzonych jego pracowników. Ponad wszystko jednak cechował Go entuzjazm, z którym się zawodowi swemu oddawał. We wszystko, co z lotnictwem związane było, wkładał tę najczystszą cząstkę swego serca. Jego artykuły i felietony z czasów współpracy w Skrzydlatej Polsce tchnęły zapałem, świadomością rzeczy, rozumną krytyką — nie dla krytyki samej jednak, lecz zawsze dla dobra sprawy.

Ś. p. inżynier pilot Jerzy Rzewnicki urodził się dnia 1-go listopada 1900 r. w Ekaterynosławiu na Ukrainie. Po ukończeniu gimnazjum w Płocku w r. 1919, wstąpił na Politechnikę Warszawską, przerywając jednak w 1920 r. studia i udając się na front jako ochotnik.

Dyplom inżyniera-mechanika uzyskuje w r. 1924, poczym wyjeżdża do Francji, gdzie przebywa do roku 1926. W tym też czasie zaczął ś. p. kol. Rzewnicki szkolić się, nieoficjalnie wpierw, w pilotażu pod kierownictwem wojskowych pilotów francuskich i polskich, odbierających zakupione dla nas płatowce, zaś w październiku 1925 kończy szkołę pilotów Caudron'a.

W r. 1926 wraca do kraju w celu odbycia służby wojskowej i w maju 1927 uzyskuje w Bydgoszczy dyplom pilota wojskowego. Następnie obejmuje stanowisko inżyniera na stacji płatowcowej Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa, widząc jednak racjonalne wyzyskanie swoich wiadomości jedynie na stanowisku inżyniera-pilota, opuszcza w 1928 r. I. B. T. L. na skutek obowiązującego wówczas zasadniczego podziału funkcyj inżynierów i pilotów.

Półtora roku jest ś. p. kol. Rzewnicki kierownikiem Warsztatów Parku C. W. T. L. w Bydgoszczy, oblatując jednocześnie wszystkie remontowane maszyny. W ciągu następnych 2-ch lat, spędzonych znów we Francji, kolega Rzewnicki pogłębia wciąż swe wiadomości, studiując specjalnie zagadnienie badań w locie, nawigację lotniczą i ślepy pilotaż.

Do Polski wrócił pełen, jak zawsze, werwy i sił do pracy w umiłowanym przez siebie zawodzie. Na końcowe lata Jego życia przypada poza pracą zawodową w Instytucie Technicznym Lotnictwa dalsze rozszerzenie zakresu tak pożytecznej działalności. Obdarzony wybitnymi zdolnościami literackimi, nie mógł nie dojrzeć stojących przed nim możliwości w tej dziedzinie. W końcu 1933 r. przystępuje do pracy w Skrzydlatej Polsce w charakterze zastępcy redaktora. Współpraca Jego, zaznaczona szeregiem świetnych artykułów, wydatnie przyczyniła się do dalszego rozwoju tego pisma. W bieżącym roku kontakt Jego ze „Skrzydlatą" został chwilowo rozluźniony, przystąpił bowiem do opracowania wspomnień pośmiertnych o ś. p. por. pil. Stanisławie Latwisie, których nie danym Mu było dokończyć. Ponadto brał ś. p. kol. Rzewnicki udział w pracach Komisji Wydawniczej Z. P. I. L.

W kręgu swych szerokich zainteresowań ś. p. kol. Rzewnicki nie pominął pracy pedagogicznej, zajmując stanowisko wykładowcy w Państwowej Szkole Technicznej Lotniczo-Samochodowej i prowadząc przez krótki czas wykłady na kursach pilotażu Aeroklubu Warszawskiego.

W 1934 r. ś. p. kol. Rzewnicki został odznaczony srebrnym krzyżem zasługi. Życiu Jego, tak bogatemu w zasługi, kres położył wypadek — zginął dnia 7-go listopada b. r. podczas lotu służbowego, lecąc w charakterze pilota Oddziału Samolotów Instytutu Technicznego Lotnictwa.

Odchodząc pozostawił po sobie szczery żal i głęboką cześć. Poza nami, którzy straciliśmy w Nim dobrego kolegę, straciło lotnictwo polskie niestrudzonego pracownika, dążącego wytrwale do jego rozwoju i chwały.

Związek Polskich Inżynierów Lotniczych.

Siódmego listopada zginął w katastrofie lotniczej inżynier pilot Jerzy Rzewnicki.

W dniu tym Polska poniosła wielką, niepowetowaną stratę.

Zginął to bowiem nie tylko najwyższej klasy pilot, ale i wybitnie zdolny inżynier, ale i niezwykły człowiek, ale i obywatel o wielkich dla kraju zasługach.

Rzadko los wyposaża jednostkę w tyle i tak wysokich wartości, jakie cechowały Jerzego Rzewnickiego.

Wszyscy, którzy Go znali, z terenu wspólnej pracy i z życia prywatnego, wiedzą, że słowa te nie są frazesami, jakie zwykło się wygłaszać w obliczu śmierci, w myśl starego zwyczaju: De mortuis nil nisi bene.

W tym szczególnym wypadku właśnie słowa, nawet najpiękniejsze i najpiękniej powiązane, nie są w stanie odtworzyć wiernie sylwetki tej tak niezwykłej osobistości.

Była ona zbyt oryginalna i zbyt bogata, aby, zwłaszcza w ramach tej krótkiej przyjacielskiej wzmianki, można było naszkicować jej dokładny wizerunek.

O Jerzym Rzewnickim trzebaby napisać książkę.

Urzytomnijmy więc sobie tutaj tylko niektóre, najbardziej może charakterystyczne Jego właściwości.

Jako inżynier, odznaczał się Jerzy Rzewnicki, poza głęboką wiedzą fachową, rzadko spotykaną bystrością i lotnością umysłu, obok umiejętności nadawania wynikom swych dociekań niezwykle plastycznego kształtu. Nieograniczoną szerokością horyzontów obok pedanterji w cyzelowaniu szczegółów.

Jego umysł, wybitnie analityczny, badawczy, a zarazem chłonny, kroczył zawsze w pierwszej straży postępu — doskonale precyzyjny aparat, przerabiający każde zagadnienie wszechstronnie i całkowicie, dający, w wyniku, sąd śmiały, jasny i zdecydowany, bez niedomówień, bez cienia wątpliwości.

Fanatyczny entuzjasta lotnictwa, uprawiający swój zawód z jakąś niesłychaną pasją, a jednocześnie głęboko, po męsku rozważny, żył tylko lotnictwem i dla lotnictwa, wszystkie chwile swego niezwykle czynnego i intensywnego życia, nawet chwile przeznaczone na wypoczynek, poświęcając skrzydlatej idei.

Jako pilot, tworzył Jerzy Rzewnicki klasę osobną, samą w sobie. Nie tylko opanował w najdoskonalszy sposób sztukę latania, ale, dzięki swemu wykształceniu inżynierskiemu oraz swoim osobistym zaletom, przedstawiał sobą rzadko spotykane skojarzenie świetnej wiedzy teoretycznej z olbrzymiem doświadczeniem praktycznem, w zakresie własności lotnych samolotów i pilotażu.

I, jak słusznie powiedziano nad Jego otwartą mogiłą, życie swe poświęcał, a wreszcie oddał po to, aby innym życie uratować, poprawiając i udoskonalając samoloty, które inni mieli użytkować, opracowując instrukcję pilotażu, z której inni mieli korzystać.

Stworzył — z siebie samego — niedościgniony wzór pilota doświadczalnego.

Jako człowiek, odznaczał się Jerzy Rzewnicki wyjątkowo prawym, nieskazitelnym i niezłomnym charakterem, rycerskością i szlachetnością.

Wrażliwy, wyrafinowany esteta, o duszy subtelnej, głęboko odczuwającej piękno, a przytem obdarzony zdolnościami literackiemi, piszący, nawet służbowo, odrębnym, oryginalnym stylem, był typem człowieka najwyższej kultury.

Pracowity i obowiązkowy, ambitny a lojalny — koleżeński, uczynny — stanowił wzór pracownika i towarzysza pracy.

Zawsze pełen błyskotliwego, gallijskiego humoru i dowcipu, choć często zmęczony i wyczerpany nerwowo ciężką, wytężoną pracą, zawsze pogodny, mimo, iż życie nie układało Mu się tak, jak tego pragnął, cieszył się powszechną głęboką sympatją, zarówno tych, którzy z Nim współpracowali, jak i tych, z którymi stykał się na terenie towarzyskim.

Takim był inżynier Jerzy Rzewnicki, pilot doświadczalny Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa.

Jego kształt doczesny został zniweczony. Ale duch Jego żyje w naszych sercach, żyje w cennym dorobku, który po sobie zostawił.

C. J. K.

STYPENDIUM IMIENIA INŻ. ST. NOWKUŃSKIEGO

Poniżej podajemy drugą listę ofiarodawców na zainicjonowane przez Z. P. I. L. stypendium im. inż. St. Nowkuńskiego:

inż. E. Hein	zł. 20.—
„ W. Zaremba	„ 5.—
„ M. Michałowski . . .	„ 10.—
„ S. Krzyczkowski . .	„ 25.—
„ S. Kontowtt	„ 5.—
„ C. Kączkowski . . .	„ 5.—
„ S. Szulc	„ 15.—
Pracownicy P. Z. Inż. . .	„ 174.50
Do przeniesienia	zł 259,50

Z przeniesienia	zł 259,50
Dr. inż. J. Naleszkiewicz .	„ 10.—
„ „ S. Neumark . .	„ 10.—
Mjr. inż. A. Sipowicz . .	„ 10.—
Inż. Z. Ciołkosz	„ 10.—
Polskie Linie Lotn. „LOT"	„ 500.—
Razem	zł.799.50
Z listy I-ej (Nr. 9 T.N.L.)	„ 500.10
Ogółem	zł 1299.60

Dalsze wpłaty na powyższy cel można wnosić na konto czekowe Związku w P. K. O. Nr. 25.545.

NOWOPRZYJĘCI CZŁONKOWIE

Marcolla Kazimierz — Warszawa.

WYCIECZKA NA SALON PARYSKI

Zarząd Z. P. I. L. organizuje wycieczkę na Salon Lotniczy w Paryżu. Wyjazd z Warszawy nastąpi dnia 14 listopada, powrót zaś — 25 listopada b. r. Poza zwiedzeniem Salonu Lotniczego w Paryżu przewidziane jest zwiedzenie szeregu wytwórni lotniczych, jak: Amiot, Breguet, Potez, Bloch, Caudron, Morane, Gnome-Rhone, Hispano-Suiza, Lorraine.

Przybliżony koszt udziału w wycieczce wynosi około 310 zł. przy przejeździe III klasą, lub około 380 zł. przy przejeździe II klasą.

WOLNE POSADY

Zarząd Z. P. I. L. otrzymał od Kierownictwa Fabrykacji Lotniczej zawiadomienie, iż istnieje zapotrzebowanie na rzeczoznawców lotniczych do Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych. Kandydatami mogą być inżynierowie-mechanicy, obywatelstwa i narodowości polskiej w wieku do lat 30-tu. Kandydaci przyjęci mają przejść 5-cio miesięczny kurs przygotowawczy, podczas którego będą otrzymywać wynagrodzenie. Bliższych informacyj udziela Sekretariat Związku.

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Zagadnienie przemysłu pomocniczego w lotnictwie polskim wygłosił dnia 16 października 1936 r. inż. Mieczysław Pietraszek.

Przemysł pracujący dla lotnictwa można podzielić na trzy zasadnicze grupy a mianowicie:

1. Przemysł podstawowy — huty, t. zw. przemysł ciężki.
2. Przemysł zasadniczy, t. j. wytwórnie płatowców i silników lotniczych.
3. Przemysł pomocniczy, uzupełniający swymi produktami wyroby przemysłu zasadniczego.

Przyjmując jako program minimalny utrzymanie w czasie działań wojennych pokojowego stanu sprzętu lotniczego i czyniąc pewne założenia co do zużycia sprzętu w czasie pokoju i wojny, można uzyskać przybliżony obraz produkcji lotniczej.

Niech w chwili mobilizacji stan posiadania wynosi 1000 samolotów. Zakładając średnie życie płatowca w warunkach bojowych na 300 godzin lotu i licząc 300 dni lotnych w roku, po 2 godziny lotu dziennie otrzymamy, że dla utrzymania wyjściowego stanu w czasie wojny, w ciągu roku przemysł lotniczy musi wyprodukować 1000 . 300 . 2/300 = 2000 płatowców.

Czas zużycia silnika należy przyjąć dwukrotnie mniejszy, niż płatowca, a więc silników wypadnie produkować dwa razy więcej, to znaczy 4000 silników rocznie.

Jeżeli na wykończenie jednego silnika przyjąć 5000 robotniko - godzin à 2,5 zł., to koszt robocizny jednego silnika wyniesie 12,5 tys. zł. Koszt materiału na 1 silnik wyniesie 20 tys. zł, a koszty ogólne 47,5 tys. zł. Całko-

wity zatem koszt silnika będzie 80 tys. zł, a koszt produkcji 4000 silników wyniesie 320 milionów zł rocznie. Jeżeli przyjąć, że 20% wartości tej produkcji można byłoby powierzyć przemysłowi pomocniczemu, uczyniłoby to roczny obrót 64 mil. zł, a zatem kwotę bardzo poważną.

Analizując stosunek poszczególnych kosztów przy produkcji silnika, trzeba zwrócić uwagę na to, że koszty ogólne wynoszą około 400% kosztów robocizny; stosunek ten jest charakterystyczny dla wielkich warsztatów przemysłu zasadniczego; dla mniejszych warsztatów przemysłu pomocniczego, posiadających znacznie niższe generalia, stosunek ten wypada korzystniej, co wpływa na potanienie produktu.

W czasie pokoju utrzymanie stanu posiadania 1000 silników wymaga znacznie mniejszej produkcji. Życie silnika w warunkach pokojowych można liczyć na 500 godzin, w ciągu roku silnik pracuje około 150 godzin, a więc rocznie należy wyprodukować 1000 . 150/500 = 300 silników.

Jak widać z tego przybliżonego obliczenia, rozpiętość zapotrzebowań na silniki lotnicze w czasie wojny i pokoju jest ogromna i wyraża się stosunkiem 1 : 13. Wytwórnie przemysłu zasadniczego tak wielkich rezerw nie mogą posiadać, to też przystosowanie ich do warunków produkcji wojennej musi trwać czas dłuższy (około pół roku), tymczasem małe placówki przemysłu pomocniczego mają większą elastyczność i łatwość wielokrotnego zwiększenia produkcji w ciągu kilku tygodni a nawet dni.

Z powyższych rozważań wynika, że powierzenie przemysłowi pomocniczemu możliwie największej ilości robót przez przemysł zasadniczy jest wskazane tak ze względów na zmniejszenie kosztów produkcji samolotów, jak też i ze względów czysto wojskowych, mobilizacyjnych. Ażeby jednak przemysł pomocniczy miał te walory o których przed chwilą powiedziano, musi być on odpowiednio zorganizowany i stać na wysokim poziomie.

Analizę struktury przemysłu pomocniczego można przeprowadzić według następujących zasadniczych punktów odnoszących się do:

1) Kierownictwa.
2) Programu zakresu pracy.
3) Instalacji mechanicznej.
4) Surowca.
5) Robocizny.
6) Kontroli fabrykacji.

Przechodząc do poszczególnych punktów:

1) Kierownictwo musi być fachowe i odpowiedzialne, a więc należy je powierzyć inżynierom, znającym przemysł lotniczy i jego specyficzne wymagania. Przemysł pomocniczy przy takim kierownictwie będzie posiadał wspólny język z przemysłem zasadniczym, co usunie wiele dotychczasowych nieporozumień i umożliwi harmonijną współpracę.

2) Zakres pracy poszczególnych przedsiębiorstw przemysłu pomocniczego musi być definitywnie określony, co pozwoli przemysłowi temu na daleko posuniętą specjalizację, a przez to zdobycie dużego doświadczenia, udoskonalenie swej produkcji oraz potanienie jej. Możliwe to jednak będzie przy ustosunkowaniu się przemysłu zasadniczego do pomocniczego jako do swojej części składowej, a nie jak do wolnego rynku, przy jednoczesnym ustaleniu programu współpracy na czas dłuższy.

3) Instalacja mechaniczna powinna być dostosowana do produkcji wojennej, a więc maszyny i urządzenia warsztatu powinny być wysokiej jakości, nieprzestarzałe, obliczone na wzmożoną produkcję i należycie utrzymane. Budynki i tereny fabryczne powinny dawać możność planowej rozbudowy warsztatu. Zasadniczym warunkiem osiągnięcia pożądanego stanu instalacji mechanicznych jest obowiązkowe przeznaczenie 5% obrotu brutto na programowe inwestycje.

4) Materiały używane do produkcji lotniczej w 90% nie są rynkowe, co powoduje konieczność odpowiedniego zaopatrzenia magazynów materiałowych na wypadek wojny. I w tym wypadku konieczna jest stałość i ciągłość stosunku pomiędzy przemysłem zasadniczym i pomocniczym. Praca przemysłu pomocniczego od zamówienia do zamówienia jest i w tej płaszczyźnie materiałowej niemożliwa i czyniłaby przemysł pomocniczy bezwartościowym dla przemysłu zasadniczego. Konieczne jest też ujednostajnienie cen rynkowych materiałów dostarczanych przez przemysł podstawowy, gdyż nierówny poziom cen uniemożliwia stworzenie zdrowej podstawy dla racjonalnej kalkulacji. Normalizacja materiałów utrudniona obecnie przez licencje powinna być konsekwentnie przeprowadzana.

5) Żądając od przemysłu pomocniczego postawienia produkcji na wysokim poziomie technicznym przemysł zasadniczy może spowodować odpowiedni dobór personelu i zmusić do zatrudnienia sił fachowych, a mianowicie inżynierów, licznych techników - specjalistów i dobrze wyszkolonych rzemieślników. Taki personel będzie tworzyć doborową kadrę na wypadek wzmożenia produkcji w czasie wojny.

Ażeby rzemieślnik w przemyśle pomocniczym odpowiadał stawianym mu wymaganiom, należy szkolić go w specjalnych szkołach rzemieślniczych, organizowanych na terenie przemysłu zasadniczego.

Praca w przemyśle pomocniczym wymaga pewnej uniwersalności, co jest korzystne. Dobrze też byłoby przygotować kobiety do obsługi pewnych maszyn, co na wypadek wojny może mieć doniosłe znaczenie.

6) Celem podniesienia jakości wyrobów przemysłu pomocniczego powinien on posiadać własną kontrolę materiałową, operacyjną i końcową. Sprawdziany dla użytku tej kontroli powinny być dostarczone i wypożyczone przez przemysł zasadniczy.

Ażeby zapewnić przemysłowi pomocniczemu wysoki poziom solidności w produkcji, należy wyrugować z tego terenu element niepolski, spekulatywny.

Dyr. Kazimierczak. Przemysł zasadniczy początkowo powinien pracować samodzielnie; placówki pomocnicze wydzielają się powoli z jego produkcji, jako specjalizacja w sposób naturalny. Może posłużyć za przykład przemysł bakielitowy, którego droga instalacja nie opłaca się poszczególnym przemysłom zasadniczym, nato-

miast bakielitowy przemysł pomocniczy, pracując dla całego szeregu przemysłów zasadniczych, taką instalację z łatwością amortyzuje. Na zachodzie w przemyśle samochodowym drogą ewolucji powstało tyle wytwórni przemysłu pomocniczego, że dla przemysłu zasadniczego pozostała jedynie produkcja silników.

Co do taniości przemysłu pomocniczego, to nie jest to takie oczywiste; nasz przemysł pomocniczy w wielu wypadkach produkuje drożej; z drugiej zaś strony przemysł zasadniczy może szereg rzeczy wytwarzać sam, nie powiększając swoich generaliów. Uniwersalność robotników przemysłu pomocniczego nasuwa również pewne zastrzeżenia, ponieważ przemysł ten często wymaga właśnie większej specjalizacji. Tak wielka elastyczność przemysłu pomocniczego i łatwość powiększenia produkcji, jak to przedstawił prelegent, zdają się być iluzoryczne.

Obecnie przemysł zasadniczy kieruje się dążeniem do jak najtańszej produkcji, a więc gotów jest korzystać i z usług żyda - producenta przemysłu pomocniczego, gdy on daje wyroby tańsze.

Dyr. Piotrowski. Współdziałanie pomiędzy przemysłem zasadniczym i pomocniczym może być zachowane pod warunkiem dobroci wykonania i taniości, cena jednak może tu odgrywać mniej zasadniczą rolę, a najistotniejszym warunkiem współpracy będzie zawsze solidność dotrzymania terminów. Przemysł zasadniczy, nie mając pewności co do terminowości, gotów sobie raczej przysporzyć kosztów i kłopotu i sam produkować, aniżeli narażać się na niedotrzymanie terminów wskutek niesolidności przemysłu pomocniczego.

Nowe metody badania drgań wygłosił dnia 9 października 1936 r. inż. Dehrmann z firmy „Askania".

W dzisiejszej technice dużą rolę odgrywają drgania w najróżniejszych postaciach; spotykamy je w rozmaitych dziedzinach techniki, w budowlach, mostach, maszynach wszelkiego rodzaju, pojazdach, samolotach i okrętach. W związku z tym rozwinęła się w latach powojennych technika pomiarowa, i istnieje obecnie w handlu spora ilość przyrządów, pozwalających na mniej lub więcej dokładne pomiary drgań w sposób prosty i pewny. Niektóre z tych przyrządów zostały opisane przez prelegenta.

W budownictwie, kolejnictwie i t. p. używa się „wstrząsomierza" o trzech lub też jednej składowej; aparat ten pozwala na wykreślenie ruchów ziemi, fundamentu, o amplitudzie od 0,0005 do 0,1 mm. Zapisywanie odbywa się optycznie na taśmie światłoczułej.

Dla pojazdów, samolotów i t. p. lepiej nadaje się przyrząd o mniejszej czułości, zbudowany według Waasa. Frekwencja własna przyrządu wynosi około 6,5 Hertzów, (t. j. cykli), nadaje się zatem do zapisywania drgań o niskiej frekwencji, w stosunku do których wrażliwość ludzka jest znacznie większa, niż dla większych częstotliwości. Te ostatnie są przy przejściu przez przyrząd silnie przytłumione, natomiast przyśpieszenia nieperiodyczne oddane są wiernie. Prelegent pokazywał m. in. wykresy przyśpieszeń pionowych na samolocie, lecącym w powietrzu burzliwym i podczas lądowania.

Do mniej dokładnych pomiarów drgań polecił prelegent przyrząd zwany „Tast-Schwingungsschreiber" (możnaby powiedzieć: przyrząd dotykowy lub macający). Zapisuje on rylcem na papierze woskowym powiększony przekładnią ruch drążka, którego koniec przykłada się do przedmiotu drgającego; korpus przyrządu trzymać należy oburącz. Przyrząd ten, lekki i prosty w budowie, w wielu wypadkach jest zupełnie wystarczający i może zastąpić inne, bardziej złożone, gdy chodzi tylko o oznaczenie częstotliwości i amplitudy drgań z pominięciem dokładnej analizy.

Przyrządem o wszechstronnym zastosowaniu jest przyśpieszeniomierz, wykorzystujący zmianę oporności stosu płytek węglowych, poddanych ciśnieniu. Masa, ściśnięta między dwoma stosami i poddana przyśpieszeniu, naciska na jeden stos a odciąża drugi, co wpływa na natężenie prądów, przepuszczanych przez oba stosy. Zarejestrowanie pomiaru odbywa się przy pomocy oscylografu. Częstotliwość własna przyrządu wynosi około 400 cykli. Zaletą jest niewielki wymiar przyrządu i możność odczytania wskazań kilku przyrządów na jednej taśmie.

Specjalną kategorię stanowią przyrządy, pozwalające na pomiary czasowo zmiennych odkształceń elementów konstrukcyjnych. Zaliczyć tu można przyrządy rysikowe, jak torsjografy D.V.L. oraz ekstensometr czuły (Feindehnungsmesser) według Lehra. Ten ostatni pozwala na stwierdzenie naprężeń lokalnych z wielką precyzją, bo do 40 kg/cm^2; długość pomiarowa wynosi tylko 2 mm; odczyt jest statyczny. Dla dynamicznych pomiarów naprężeń długość pomiarowa musi przekraczać 10 mm.

Zrozumienie odczytu ułatwiła demonstracja przyrządów, podczas której inż. Dehrmann udzielał ciekawym dodatkowych wyjaśnień. Dla słuchaczy, nie znających niemieckiego, duże znaczenie miało obszerne streszczenie poruszanych tematów przez inż. Challiera w języku polskim.

WIADOMOŚCI
ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

I. Z dniem 1 listopada r. b. następujące firmy zostały przyjęte w poczet członków czynnych Zrzeszenia:

1. Polskie Zakłady Elektrotechniczne „ERA" S. A., Włochy pod Warszawą.

2. W. Karpiński & W. Leppert Fabryka Lakierów, Warszawa, ul. Jerozolimska Nr. 30.

II. Na tegorocznym Paryskim Międzynarodowym Salonie Lotniczym zostaną wystawione następujące eksponaty:

samolot wywiadowczo-bombowy PZL-23;
samolot pościgowy P-24-A;
synchronizator do karabinów maszynowych firmy „Motolux", konstrukcji inżyniera J. Szala;
aerodynamiczne narty do samolotów pościgowych wyrobu fabryki W. Szomański i S-ka;
wzory materii balonowych W. W. Bal.;
wzory sklejki lotniczej wyrobu firmy Bracia Konopaccy
oraz 5 tablic propagandowych, podających:
1) rozwój pościgowców Państw. Zakł. Lotniczych;
2) rozwój samolotu turystycznego RWD;
3) rozwój szybownictwa w Polsce;
4) balony polskie w zawodach Gordon-Bennetta;
5) rozwój komunikacji lotniczej w Polsce.

Projekty tablic i dekoracji stoiska polskiego zostały wykonane przez inż. arch. S. Gałęzowskiego.

III. Urząd Patentowy R. P. udzielił następujących patentów*) na wynalazki w zakresie lotnictwa:

Nr. 23669 — Blériot — Aéronautique S-té A-me. Przyrząd ręczny do zakładania nitów tulejkowych.

„ 23693 — Jacques Gerin, Boulogne sur Seine. Skrzydła samolotu o zmiennej powierzchni nośnej.

„ 23755 — Oskar von Asboth, Berlin. Samolot z wirującymi skrzydłami.

---

*) Wiadomości Urzędu Patentowego.

Nr. 23710 — United Aicraft Manufacturing Corporation. Śmigło o zmiennym skoku.
„ 23692 — Waldemar Müller, Berlin. Spadochron.
„ 18771 — Cierva Autogiro C-ny, Londyn. Samolot ze swobodnie obracającymi się płaszczyznami nośnymi.
„ 9927 — Karabin maszynowy do samolotu. Brokman, Warszawa, Moniuszki 11.
„ 23602 — Aktiengesellschaft C. P. Goerz, Bratislava, Czechosłowacja. Przyrząd do określania wysokości lotu samolotu.
„ 23308 — Zap Development Corporation, Baltimore, Maryland, U. S. A. Samolot.
„ 23503 — Willy Messerschmitt, Augsburg, Niemcy. Stery poprzeczne do samolotów.
„ 23329 — Bronisław Surowiec, Kamieniec Litewski. Samolot z obrotowymi skrzydłami.
„ 23427 — Bendix Brake Company, Indiana, U. S. A. Amortyzator do podwozi samolotowych.
„ 23387 — Jerzy Rudlicki, Olbięcin, Polska. Chowane podwozia w pływakach.
„ 23408 — John Edwin Ramsbottom, South Farnborough, Wielka Brytania. Urządzenia przeciwlodowe na samolotach.
„ 23442 — S-té d'Inventions Aéronautiques et Mécaniques S. I. A. M. Fryburg, Szwajcaria. Urządzenie do samoczynnego nastawiania śmigła.
„ 23415 — W. Świątecki, Lublin. Wyrzutnik piętrowy do bomb lotniczych.
„ 23580 — Telefunken Gesellschaft, Berlin, Niemcy. Wskaźnik kierunku dla statków powietrznych.
„ 14221 — Feliks Winnicki, Warszawa, Krasińskiego 9. Samolot myśliwski z urządzeniem do celowania przy strzelaniu naprzód i w tył.
„ 23435 — Carlos Godell, Goetz, Lizbona, Portugalia. Przyrząd obserwacyjny dla lotników.

NOWE WYDAWNICTWA

FLUGTECHNISCHES HANDBUCH, BAND II. Flugzeugführung, Luftverkehr und Segelflug. Str. VI + 186, 8°, z 137 rysunkami. Berlin — Lipsk 1936, Walter de Gruyter & Co.

Drugi tom małej encyklopedii lotniczej, wydawanej pod redakcją Dr. inż. R. Eisenlohra (pierwszy był omówiony w Nr. 6 b. r. Techn. Now. Lotn.) zawiera szereg rozdziałów — a raczej artykułów — o pilotażu samolotów, komunikacji lotniczej, lotnictwie sportowym i szybownictwie. Jednolitość w ujęciu przedmiotu jest nieco mniejsza, niż w pierwszym tomie, ponieważ współpracowało tu aż 16-tu autorów, i to nie tylko Niemców. Obok artykułów czysto technicznych, które przeważają, znajdujemy też osobiste wrażenia pilotów z lotów specjalnych, opisy przelotów transatlantyckich, wspomnienia historyczne. Zagadnienia, niedojrzałe jeszcze dla bardziej systematycznego ujęcia, potraktowane w ten sposób, przedstawione są zajmująco i bez pedanterii; pomimo to ilość podanych informacji rzeczowych jest wystarczająca na to, aby czytelnik mógł sobie wyrobić pogląd na najważniejsze zagadnienia lotnictwa komunikacyjnego i sportowego. Świetny zespół współpracowników — spotykamy obok nazwiska wydawcy takie jak Mittelholzer, Donati, Orlovius, von Gronau, Pleines, W. Hirth, P. Riedel, Idrac i in. — którzy w rozwoju lotnictwa brali lub biorą żywy udział, daje gwarancje objektywności.

Omówmy pokrótce ważniejsze rozdziały. W części poświęconej pilotażowi pisze się głównie o lotach ślepych i w chmurach, oraz o lotach wysokościowych, brak natomiast opisu i charakterystyk normalnego pilotażu, nie znajdujemy też nic o lotach akrobacyjnych. Dużo miejsca zajmują zagadnienia komunikacji lotniczej, oświetlone z różnych punktów widzenia: technicznego, organizacyjnego, gospodarczego, a nawet politycznego. Nie zapomniano poświęcić kilku stron komunikacji transatlantyckiej i wielkim przelotom, brak zato wzmianki o możliwościach komunikacji stratosferycznej, tak żywo dyskutowanych na obu półkulach. Osobno omówiono urządzenia lotniskowe i katapulty. Druga część książki zawiera artykuły o samolotach sportowych, o sporcie lotniczym i jego organizacji w Niemczech, o podstawach i rozwoju szybownictwa i o motoszybowcach. Obok tego znajdują się artykuły, które swą treścią wiążą się raczej z pierwszym tomem wydawnictwa, niż z omawianym tu drugim, jak np. zajmujący rozdział o urządzeniach zwiększających nośność płatów (z uwzględnieniem zdobyczy ostatnich Challenge'ów), lub też o wyposażeniu specjalnym wodnosamolotów. Ciekawe informacje podaje rozdział o locie szybowym ptaków. Niezbyt jasne jest, dlaczego umieszczono tu rozdział o bezogonowcach, kiedy np. autożyro miało swoje miejsce w pierwszym tomie.

Zaletą, wspólną wszystkim niemal artykułom, jest historyczne ujęcie zagadnień. W całej książce wyczuwamy, że mamy do czynienia z lotnictwem żywym, w pełni rozwoju. Wiele miejsca poświęcono najnowszym zdobyczom techniki, nawet takim, których prawo obywatelstwa w lotnictwie słabo jest jeszcze ugruntowane (bezogonowce i motoszybowce). Przy lekturze wciąż nasuwają się refleksje, jak daleko jeszcze jesteśmy w lotnictwie od osiągów ostatecznych, od takiej względnej chociażby stabilizacji, jaką widzimy, np. w kolejnictwie, czy też samochodach. Dla każdego, kto styka się z lotnictwem przeczytanie tego zajmującego bogato ilustrowanego tomiku „Handbuchu" będzie nietylko pożyteczne, ale — jak mówią Niemcy — anregend. Z zainteresowaniem oczekujemy dalszego ciągu.

E. K.

ERRATA

W recenzji z wydawnictwa „Aerodynamic Theory", zamieszczonej we wrześniowym numerze na str. 208, należy poprawić następujące pomyłki druku:

Lewa szpalta, drugi wiersz od góry: przed słowem „Progress" opuszczono słowo „of".

Lewa szpalta, czwarty wiersz od góry: po słowie „encyklopedycznego" opuszczono słowo „wydawnictwa".

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18,00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowemi przekazami rozrachunkowemi (rozrachunek Nr. 283), wolnemi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI. REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 6.**
Redaktor odp.: TADEUSZ STAWIŃSKI **tel. 2.05.67, czynne codziennie od godz. 17 do 18.**

3137 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-69.